ORSAY
Série A
N° d'ordre :
239

THESE

présentée à

l'Université de Paris-Sud
Centre d'Orsay

pour obtenir

Le Titre de Docteur ingénieur

par

Guy Vanhabost

SUJET de la THESE : ETUDE ET REALISATION DU SYSTEME DE POINTAGE D'UN TELESCOPE INFRAROUGE AEROPORTE.

Soutenue le 7 avril 1975 devant la commission d'Examen

M. B. PICINBONO ..... Président
M. P. LENA ..... Examinateur
M. D. BERARD ..... Spécialiste

Orsay 1975

ORSAY
Série A
N° d'ordre :
239

THESE

présentée à

l'Université de Paris-Sud
Centre d'Orsay

pour obtenir

Le Titre de Docteur ingénieur

par

Guy Vanhabost

SUJET de la THESE : ETUDE ET REALISATION DU SYSTEME DE POINTAGE D'UN TELESCOPE INFRAROUGE AEROPORTE.

Soutenue le 7 avril 1975 devant la commission d'Examen

M. B. PICINBONO ..... Président
M. P. LENA ..... Examinateur
M. D. BERARD ..... Spécialiste

Orsay 1975

UNIV.
LEIDEN
BIBL.

A MES PARENTS ET BEAUX-PARENTS.

L'expérience décrite ici est le résultat d'un travail d'équipe, réalisé en collaboration avec le Service des Prototypes de Bellevue, le S.I.E. de Vernon, le L.P.S.P. de Verrières, le service Equipement de Brétigny et le Groupe Infrarouge Spatial de l'Observatoire de Meudon. Que chacun soit ici remercié.

Je tiens à remercier vivement Monsieur D. Bérard pour ses nombreux conseils.

Je remercie tout particulièrement Bernard Brockmann, Noël Coron, Charles Darpentigny, Pierre Gigan et Jean-Pierre Michel, sans lesquels la réalisation et l'exploitation de l'instrument eurent été impossibles.

Que les personnes qui ont contribué à l'impression de ce travail, et en particulier Nicole Fouquet, reçoivent ma gratitude.

Enfin je remercie Pierre Léna pour ses nombreux encouragements et sans lequel ce projet n'aurait pas vu le jour.

TABLE DES MATIERES

page

Introduction : Naissance du projet..... 1

PREMIERE PARTIE : ETUDE THEORIQUE (avant-projet)..... 5

Chapitre I - Le pointage..... 6
Généralité et faisabilité..... 6
1. Vue d'ensemble du projet..... 13
2. Choix des composants..... 17
3. Considérations sur le projet définitif..... 21
4. Utilisation du télescope..... 24

Chapitre II - Schéma bloc de la régulation inertielle..... 26
Généralités..... 26
1. Télescope..... 27
2. Moteur couple..... 33
3. Conversion tension-courant..... 33
4. Etage de puissance..... 40
5. Gyroscope..... 40
6. Filtre correcteur..... 43
7. Schéma bloc un axe de la régulation inertielle.... 46
8. Paramètres du télescope..... 53
9. Schéma bloc deux axes de la régulation inertielle. 55

Chapitre III - Réponse harmonique du système..... 58
1. Stabilité et réponse à retour unitaire..... 58
2. Equation générale..... 64
2.1 Boucle ouverte..... 64
2.2 Boucle fermée..... 64
2.3 Entrées..... 65
2.3-1 Régulation..... 65
2.3-2 Asservissement..... 65
2.4 Réponse harmonique..... 65
2.4-1 Lemme..... 65
2.4-2 Equation du système..... 66

.../...

page

3. Interprétation..... 69
3.1 Boucle ouverte..... 69
3.2 Boucle fermée..... 69
3.3 Entrées..... 69
3.3-1 Régulation..... 70
3.3-2 Asservissement..... 70
3.4 Réponse harmonique..... 70

Chapitre IV - Perturbations..... 71
1. Perturbations angulaires..... 71
2. Couples perturbateurs..... 72
3. Non linéarités..... 74
3.1 Non linéarités à variables séparables... 74
3.2 Non linéarités à variables inséparables. 75
4. Vibrations..... 75

Divers..... 77
1. Asservissement du télescope à la cuve..... 77
2. La cuve et son asservissement au télescope..... 79
3. Bouclage en gyromètre..... 81
4. Equilibrage du télescope..... 83
4.1 Equilibrage grossier..... 83
4.2 Equilibrage fin..... 84
4.2-1 Réglage de m_x..... 85
4.2-2 Réglage de m_z..... 85
4.2-3 Réglage de m_y..... 85
4.2-4 Formule générale..... 86
5. Couple moteur maximum..... 86
5.1 En régulation..... 86
5.2 En asservissement..... 88
6. Balourd, raideur et frottement maximum..... 89
7. Interactions..... 90
7.1 L'avion..... 90
7.2 Le télescope..... 93
7.3 L'expérience scientifique..... 94
8. Optimisation dans le domaine linéaire..... 94

.../...

page

Conclusion : Causes ultimes de dépointage..... 96
1. Causes..... 96
2. Transmission 96
3. Conséquences..... 96

DEUXIEME PARTIE : LES ESSAIS..... 98

Introduction : Les inconnues..... 98

Chapitre I - Méthodes de mesure..... 99
Généralités..... 99
1. Dérives du gyro sur le télescope..... 100
1.1 Dérive intégrée δ 100
1.2 Dérive statique $\delta_o + \delta_{o\beta_o}$ 104
1.3 Dérive statique d'origine magnétique $\delta_{o\beta o}$ 105
1.4 Dérive statique intrinsèque au gyro δ_o 106
1.5 Dérive aléatoire δ_a 106
2. Coefficients de rappel : k_g, $k_{\beta o}$ 107
3. Bruit des gyros placés sur le télescope $V_{\beta g}$ 108
3.1 Bruit des gyros en boucle ouverte 108
3.2 Bruit des gyros avec télescope inertiel 108
3.3 Bruit des gyros bouclés en gyromètre.... 109
4. Bruit des capteurs angulaires : télescope et cuve $V_{\beta a}$..... 110
5. Paramètres du télescope..... 110
5.1 Mesure de k, f, J, ζ, τ 110
5.2 Mesure de k_1..... 110
5.3 Mesure du balourd x, y, z, et des coefficients θ_{ij} 111
6. Perturbations appliquées sur le télescope..... 112
6.1 Mesure du couple perturbateur global Γ_1 112
6.2 Mesure du couple aérodynamique Γ_a 114
6.3 Mesure des vibrations γ_x, γ_y, γ_z 114
7. Mouvement angulaire du télescope..... 114
7.1 Mesure de θ_T , θ_L 114
7.2 Mesure de θ_R 114

.../...

page

8. Mouvements angulaires de l'avion..... 115
8.1 Mesure de θ_{R_a} , θ_{T_a} , θ_{L_a} 115
8.2 Mesure de θ_{Ta}, θ_{La} 115
8.3 Mesure de θ_{Ra} 115
9. Vibrations de l'avion..... 115
9.1 Mesure de γ_{x_a} , γ_{y_a} , γ_{z_a} 115
10. Les non-linéarités..... 115
10.1 Non-linéarités simples..... 115
10.2 Non-linéarités complexes..... 117

Chapitre II - Résultats expérimentaux..... 118
Historique..... 118
1. Sur maquette..... 118
1.1 Réponse harmonique du télescope..... 118
1.1-1 En boucle ouverte..... 118
1.1-2 En boucle fermée..... 118
1.2 Réponse indicielle du télescope..... 118
1.3 Couplage d'un axe sur l'autre..... 122
1.4 Non-linéarité..... 122
1.5 Précision de pointage inertiel..... 126
2.A bord d'avion..... 126
2.1 Vols de qualifications..... 126
2.2 Choix du déflecteur..... 126
2.3 Interdiction de mettre un baffle..... 127
2.4 Mesure du couple aérodynamique Γ_a 127
2.5 Mouvement angulaire de l'avion..... 127
2.6 Courant de bruit des moteurs couples..... 128
2.7 Efficacité du filtrage des vibrations mécaniques par la cuve..... 128
2.8 Vibration de la table du télescope..... 129
2.9 Précision de l'asservissement du télescope à la cuve..... 131
2.10 Précision de pointage..... 131

.../...

page

Annexe..... 150

Annexe I - Le gyroscope à un degré de liberté..... 150

1. Description..... 150

2. Bloc diagramme..... 152

3. Influence d'un choc..... 157

4. Bouclage en gyromètre..... 158

Annexe II - Balourd du télescope..... 162

Notation..... 162

1. Changements de coordonnées..... 163

1.1 Changement de coordonnées généralisées 163

1.2 Accélaration terrestre..... 166

1.3 Accélération de l'avion..... 166

1.4 Mouvement angulaire de l'avion..... 167

2. Couple appliqué sur le télescope et dû à l'accélération terrestre..... 167

3. Couple appliqué sur le télescope et dû à l'accélération de l'avion..... 168

4. Couple de balourd..... 169

Annexe III - Equilibrage du télescope..... 173

1. Principe de la méthode..... 173

2. Système de coordonnées..... 174

3. Coordonnées du centre de gravité..... 175

4. Equilibrage du télescope..... 176

Annexe IV - Problèmes divers..... 182

1. Balourd maximum..... 182

Hypothèse..... 182

1.1 Influence de g..... 182

1.1-1 En tangage..... 182

1.1-2 En lacet..... 183

1.1-3 Vérification..... 184

1.2 Influence de γ 185

1.3 Conclusion..... 186

.../...

page

2. Raideur maximum..... 187
2.1 En tangage..... 187
2.2 En lacet..... 187
2.3 Conclusion..... 188
3. Couple maximum de frottement..... 188

Annexe V - Tableau des vols..... 189

Annexe VI - Formulaire..... 192
1. Equation du télescope..... 192
1.1 Equation générale..... 192
1.2 En inertiel..... 193
1.3 En asservi cuve..... 193
1.4 En vol..... 194
1.5 Au sol..... 195
1.6 Coordonnée du centre de gravité.. 195
1.7 Equilibrage..... 195
2. Gyroscope..... 196
2.1 Equation du gyroscope..... 196
2.2 Bouclage en gyromètre..... 197

Conclusion..... 198
Notation..... 201
Organisme..... 206
Bibliographie..... 207

INTRODUCTION : NAISSANCE DU PROJET

La recherche astrophysique en infrarouge lointain s'avère de plus en plus intéressante mais elle reste liée à la possibilité de réaliser des détecteurs suffisamment sensibles. Ce fut le temps des détecteurs pneumatiques (ONERA, SAT) et plus récemment les détecteurs refroidis qui ouvrent, toutes grandes, les portes de ce vaste domaine encore peu exploré.

Dans ce cadre, s'est situé la création, à l'Observatoire de Meudon, de Groupe Infrarouge ayant pour vocation l'étude en infrarouge lointain des objets célestes : soleil, lune, étoiles, planètes, galaxies.....

L'étude commença par l'objet le plus brillant en infrarouge : le soleil. Rapidement on s'aperçut de la forte absorption du rayonnement par la vapeur d'eau contenue dans l'atmosphère entourant le globe terrestre. En plus de cet écran il fallait tenir compte aussi des échecs dûs aux nuages, pour les éclipses notamment, ou à d'autres causes météorologiques. Des expériences faites en haute montagne (3000m) permirent de constater qu'il fallait monter beaucoup plus haut (de l'ordre de 20km) pour réduire l'influence de la vapeur d'eau.

Le CNES offrit alors la possibilité d'effectuer des expériences en ballon stratosphérique (à 30km d'altitude). Notre groupe s'orienta dans cette direction et plusieurs expériences furent menées avec succès. Malgré ces réussites les expériences à partir de ballons s'avèrent difficiles pour deux raisons :

- le caractère spatial, exigeant la réussite technique au premier coup constitue une contrainte technologique importante,
- l'absence de personne à bord a pour conséquence que toute panne, même légère, peut condamner plusieurs années de travail, alors qu'une petite intervention humaine peut récupérer, si non totalement, du moins partiellement, une expérience.

Par contre la récupération de l'expérience paraît un gros avantage, soit pour répéter entièrement l'expérience, soit pour mieux comprendre un échec, soit simplement pour récupérer le matériel.

Malheureusement, malgré le maximum de précautions, les appareils étant fragiles supportent mal les chocs de descente en parachute. Le ballon se prête donc mal à des expériences fragiles devant se répéter à un rythme rapide.

L'idée d'effectuer des expériences à bord d'avion vit le jour, petit à petit, avec les avantages suivants :

- possibilité de présence à bord (utile pour l'interprétation des résultats en temps réel)
- réduction du caractère "spatial"
- possibilité de répéter l'expérience autant de fois que nécessaire (facilitant la mise au point)
- utilisation de matériel de laboratoire
- possibilité d'effectuer des expériences plus compliquées

Mais l'avion impose une nouvelle contrainte : l'altitude beaucoup moins élevée qu'en ballon : 10 à 18km contre 20 à 35km !

Connaissant actuellement beaucoup mieux la transparence atmosphérique (études des spectres d'absorption par P. Turon, N. Epchtein, J.P. Baluteau, A. Marten) [17] à [20] * et disposant de détecteurs plus sensibles (les bolomètres C.D.L., un certain nombre d'expériences à bord d'avion paraissent possibles.

Au début de ce travail plusieurs réalisations dans cette voie ont déjà vu le jour :

- F. Low aux USA embarque un télescope sur un Lear Jet [21]
- P. Léna expérimente dans l'infrarouge sur le Convair 990 de la NASA [22]
- P. Grenier réalise son expérience "Big Bang" à bord d'un Canberra [23] et après un premier succès répète l'expérience en ballon. L'avion est dans ce cas un excellent intermédiaire.

C'est ainsi que l'avion, sans remplacer le ballon, apparait comme un excellent moyen, avec ses caractéristiques propres, pour offrir de nouvelles possibilités aux chercheurs.

* [ ] voir références

Nous nous proposons donc d'installer un télescope à bord d'une Caravelle en l'organisant en mini-observatoire volant. Le premier objectif en est l'expérience "Sagittaire" étude du centre de notre galaxie en infrarouge lointain (thèse proposée à N. Coron). Il restait à voir, en détail, la faisabilité du projet. Celle-ci tourne autour de trois points clefs :

- disposer de détecteurs suffisamment sensibles,
- être capable, à bord d'avion, de pointer un télescope avec une précision suffisante,
- disposer d'un avion assez grand et montant le plus haut possible.

Enfin, il fallait s'assurer qu'aucun phénomène parasite dû à des phénomènes aérodynamiques ne viendrait perturber l'expérience.

La présente étude se propose de décrire, en détail, l'un des points clefs : le pointage, avec toutes les contraintes techniques que peuvent poser une expérience ainsi embarquée à bord d'avion.

Pour ce faire nous avons divisé ce travail en deux parties :

- L'avant-projet au cours duquel sont décidées les grandes options, telles la réalisation d'un télescope mobile à deux degrés de liberté, sans hublot, le pointage de type inertiel piloté. Le projet étant ainsi défini, une étude théorique s'impose au cours de laquelle nous examinons le problème, principalement sous son aspect linéaire, ce qui nous conduit à l'établissement de son schéma bloc. Nous en déduisons la réponse du système par rapport à plusieurs entrées et sorties, ce qui nous amène à étudier l'influence de diverses perturbations. Parmi celles-ci citons l'influence du couplage aérodynamique, du mouvement angulaire de l'avion, de ses accélérations par l'intermédiaire du balourd, de la dérive des gyros. Nous examinons également quelques non-linéarités, notamment l'influence néfaste des vibrations.

- Les essais qui ont nécessité, en premier lieu , la mise au point de plusieurs méthodes de mesure :

. en laboratoire, nous avons étudié les différentes réponses harmoniques et transitoires ainsi que l'influence de non-linéarité : saturation, frottements, anisoélasticité.

. en vol, nous avons déterminé le choix du déflecteur, les mesures de vibration et la précision de pointage.

Enfin l'annexe rassemble des études plus détaillées sur les gyros, le calcul de l'influence du balourd, l'équilibrage; elle se termine par un tableau des vols et un formulaire.

PREMIERE PARTIE

ETUDE THEORIQUE

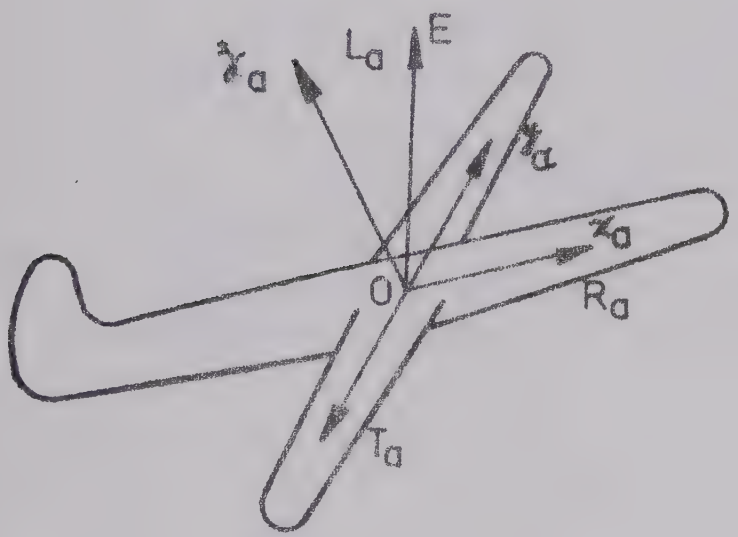
(avant-projet)

CHAPITRE I - POINTAGE

Généralité et Faisabilité

Il s'agit, comme nous l'avons dit dans l'introduction, de pointer un télescope à bord d'avion.

- Le télescope : de type"Cassegrain" (35cm d'ouverture)
- L'avion : une "Caravelle" : - altitude de vol 10 à 12 km
  - durée de vol au plafond 2h30
  - stabilité angulaire ± 1°



O centre de gravité et centre de rotation

R_a roulis

L_a lacet

T_a tangage

OE direction de visée

Fig I_1

Les objets célestes que l'on désire viser pouvant être considérés comme immobiles et à l'infini, tout mouvement de translation du télescope est sans action sur le pointage. Par contre le moindre mouvement angulaire est catastrophique. L'angle de dépointage toléré étant de 20 secondes d'arc crête à crête, cette précision angulaire n'est tenue par aucun avion, un dispositif de pointage s'avère donc nécessaire.

Bien que la rotation du champ d'observation soit gênante pour des temps d'observation assez longs sur une surface d'image, on la tolèrera dans un premier temps et un asservissement de deux axes sera suffisant.

Afin d'atténuer le moins possible le rayonnement infrarouge il faut éviter de mettre un hublot devant le télescope , cela oblige de faire un trou dans la carlingue de l'avion avec tous les problèmes afférents.

Deux solutions ont attiré notre attention : le télescope solidaire de l'avion et le télescope asservi dans la direction de visée.

a) Télescope solidaire de l'avion (fig. I-2)

Dans ce cas le télescope est précédé d'un miroir mobile suspendu en son centre de gravité pouvant tourner autour de deux axes d'asservissement perpendiculaires entre eux et parallèles au miroir. Les centres de rotation et de gravité sont confondus.

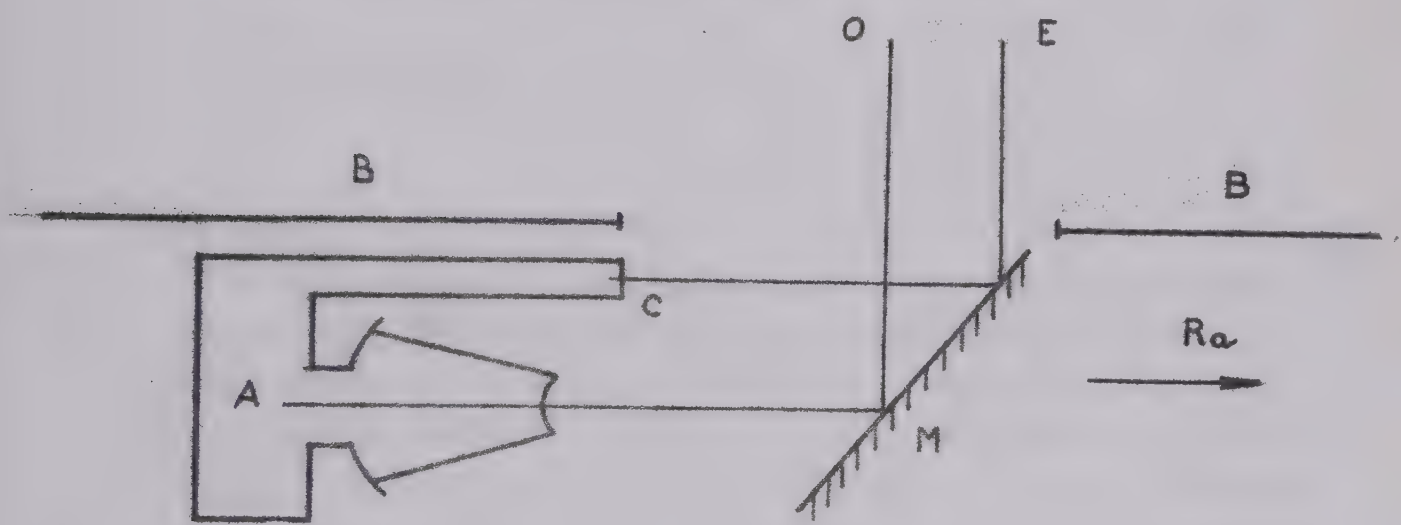
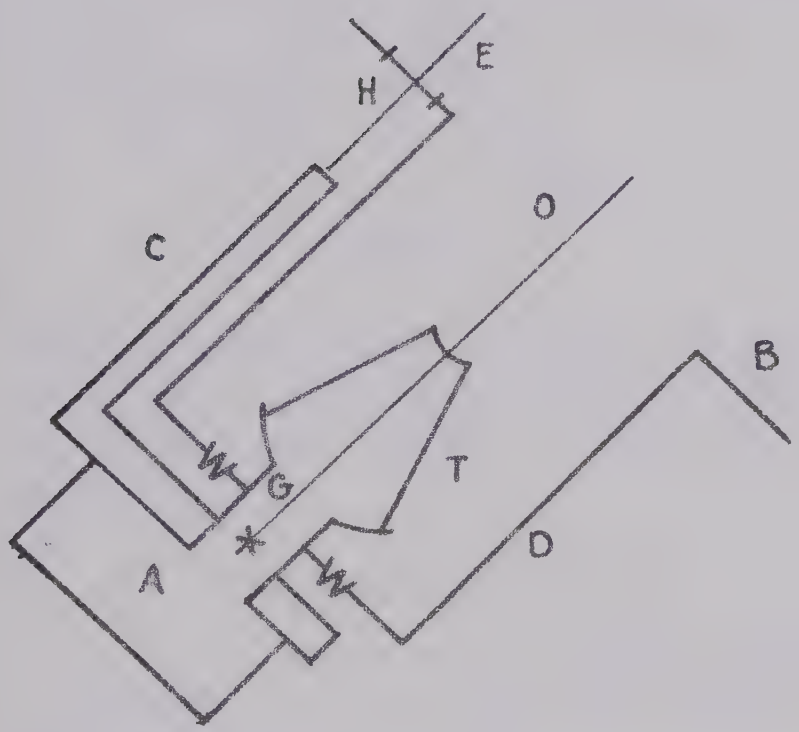


Fig I_2

A cage d'expérience
M miroir mobile
R_a roulis de l'avion
B coupe de l'avion

O objet étudié
E étoile utilisée pour lepointag
C pointeur stellaire
T télescope

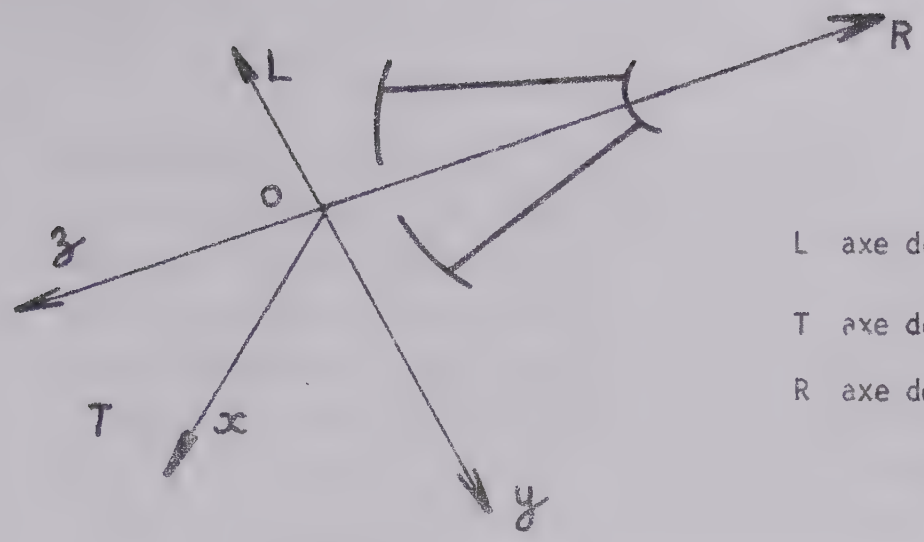
b) Télescope asservi dans la direction de visée (fig.I-3)



B coupe de l'avion
D cuve de séparation
G centre de gravité
H hublot
O objet visé
E étoile visée
C pointeur stellaire
T télescope
A cage d'expérience

Fig I_3

Le télescope est suspendu par un cardan en son centre de gravité. Ici également les centres de gravité et de rotation sont confondus. Comme nous l'avons dit la rotation du télescope autour de son axe de visée, due aux mouvements de l'avion, est tolérée : deux degrés de liberté suffisent; le télescope sera donc muni de deux axes de rotation orthogonaux entre eux et perpendiculaires à l'axe de visée. Un axe sera appelé axe de tangage du télescope et l'autre axe de lacet, la direction de visée étant l'axe de roulis. A ne pas confondre avec les tangage, lacet et roulis de l'avion !



L axe de lacet

T axe de tangage

R axe de roulis

Fig I_4

seuls les axes de roulis et de tangage du télescope seront asservis. Enfin l'objet visé étant situé dans un plan perpendiculaire au roulis de l'avion, l'axe de tangage du télescope sera donc parallèle à l'axe de roulis de l'avion.

Comparons les deux solutions :

Dans le cas du miroir mobile (solution -a-), une fois asservi ce dernier ne restera pas angulairement immobile dans l'espace mais sera fonction du mouvement de l'avion.

Par contre le télescope étant solidaire de l'avion toute intervention est possible sur la cage d'expérience en cours de vol, et sans pour cela provoquer un dépointage, il en est de même pour toutes modifications de dernières minutes : ceci est un avantage expérimental très appréciable.

Dans la deuxième solution, quel que soit le mouvement de l'avion le télescope reste complètement immobile, ce qui rend possible le remplacement du capteur stellaire par une centrale gyroscopique. Solution particulièrement interessante pour les expériences d'éclipses où tout capteur optique est hors de question. Par contre on exige que le télescope soit parfaitement équilibré : centre de gravité confondu avec le centre de rotation.

Sans affirmer que la solution inertielle soit totalement impossible dans le cas de la première solution, il faut signaler que le miroir mobile doit être à 45° par rapport au télescope et devra donc être de grande dimension, ce qui entraînera la possibilité de perturbations importantes dues au tourbillon de nature aéro-dynamique provenant de l'absence de hublot. Perturbations sur lesquelles nous n'avons aucune donnée. (Les essais aéro-dynamiques étant très coûteux, les simulations difficiles, on nous a conseillé de faire des mesures en vol sur le télescope définitif).

D'une part LOW a réussi des expériences infrarouges à l'aide d'un télescope mobile, d'autre part les deux seuls pointeurs à bord d'avion à miroir mobile que nous connaissons sont pour le premier de petite dimension (20cm dans sa plus grande longueur) , pour le second protégé par un hublot nous adopterons la solution du télescope mobile.

Cette solution adoptée, l'expérience n'était pas encore réalisable quant à la précision de pointage demandée. En effet, les centrales gyroscopiques ou les pointeurs stellaires de précision correspondants conduisent à des coûts très élevés.

C'est à l'ONERA que nous devons la solution définitive. Quand on examine les capteurs stellaires ayant une résolution , une sensibilité et une bande passante suffisante, la partie coûteuse réside dans l'élément photo-sensible, or celui-ci pourrait être utilement remplacé par l'oeil humain. Un opérateur pourrait alors corriger les dépointages lents mais il est hors de question de corriger ainsi les fréquences rapides de dépointage. Pour cette correction nous repensons à la solution inertielle en utilisant cette fois une centrale gyroscopique de grande résolution angulaire mais pour laquelle on tolère des dérives lentes plus élevées. L'opérateur aurait donc pour rôle de corriger les dérives lentes du gyro (1°/h) tandis que la centrale gyroscopique aurait pour rôle de corriger les fréquences élevées. On réalise ainsi un pointage inertiel piloté.

En résumé, nous allons donc réaliser un pointage angulaire du télescope autour de son centre de gravité à l'aide d'un asservissement deux axes, dont le repère angulaire est fourni par une centrale gyroscopique et les dérives de celle-ci corrigées par un opérateur visant une étoile au travers d'une lunette solidaire du télescope.

L'emploi simultané d'un capteur stellaire et d'une centrale inertielle permet d'utiliser un capteur stellaire de faible bande passante et des gyros ayant des dérives beaucoup plus grandes. Tous deux deviennent dès lors des composants tout à fait classiques.

Cette solution aurait, de plus, pour avantage, par son aspect inertiel, de faciliter l'"acquisition" durant laquelle les dérives des gyros sont négligeables. Nous nous expliquons : pendant cette manoeuvre le champ stellaire parait immobile, il suffit alors de tourner le télescope sur l'étoile désirée. Ce n'est qu'alors que les dérives doivent être considérées et que l'opérateur aura de temps en temps à intervenir pour corriger les dépointages.

Nous adoptons donc le télescope mobile associé à un dispositif de pointage mixte : stellaire et inertiel.

LEGENDE FIG. I-5

M miroir primaire
m miroir secondaire
mm moteur du miroir sec.
P_1 platine d'expérience
C cage d'expérience
G centre de gravité
de rotation
H cardan
W soufflet d'étanchéité
M_1 moteur lacet
C_1 capteur angulaire lacet
V gyro
$m_x m_y m_z$ masses d'équilibrage mobiles
X masse d'équilibrage fixe

L lunette
PML photomultiplicateur de brillance
F oculaire
J lame semi-transparente
Ca caméra de télévision
K cuve
N cardan de la cuve
O centre de rotation de la cuve
P joint étanche
Q amortisseurs
R support de la cuve
S porte de secours
T petit hublot
U déflecteur
Y cache

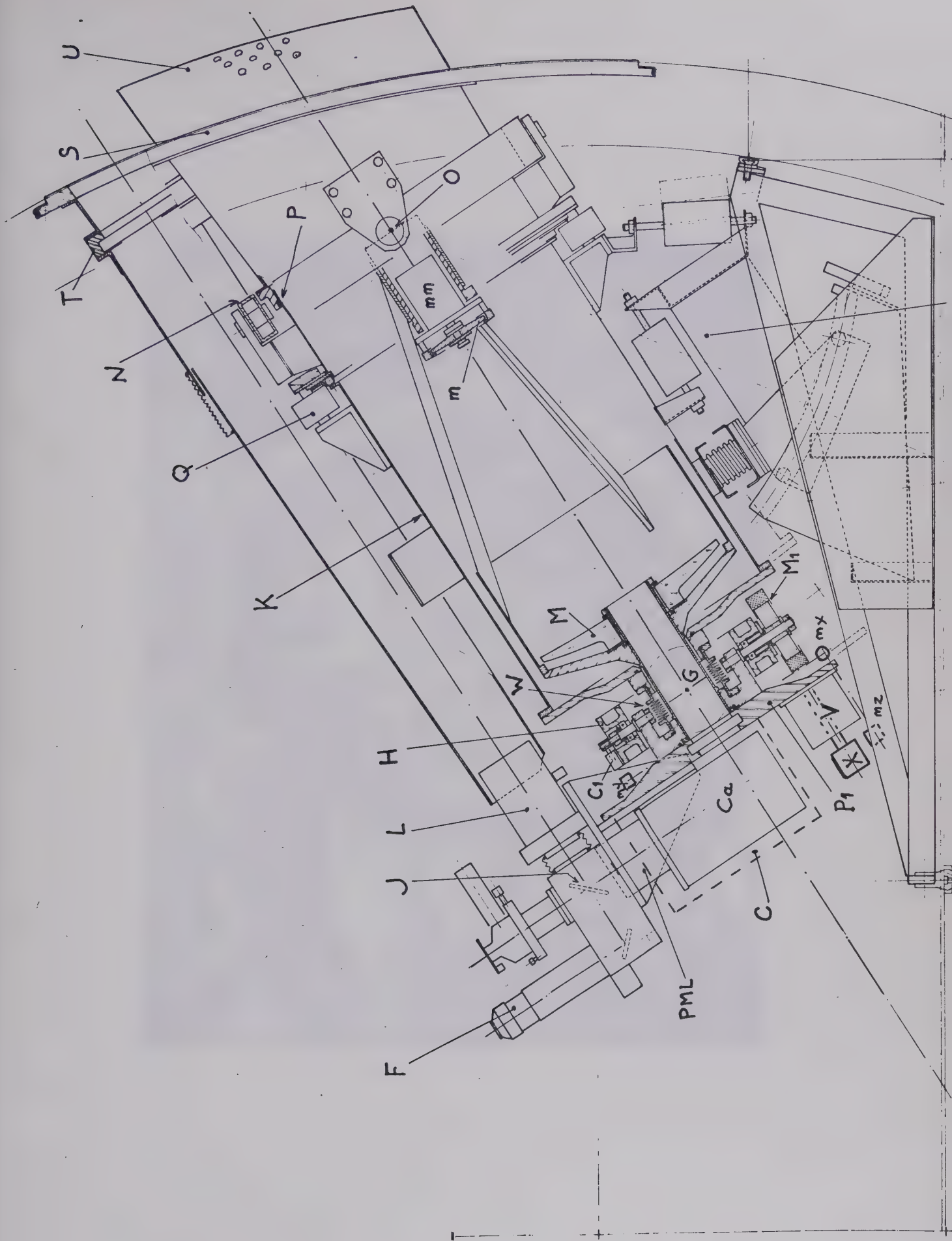


Fig I-5

A) Le télescope

Il est de type "Cassegrain", de 32cm d'ouverture, de 2,3m de focale. Il peut être équipé, à la demande des expérimentateurs, de miroirs secondaires de types différents, soit :

- fixe,
- rotatif (axe de rotation parallèle à l'axe du télescope) (Fig. I-5)
- un axe (perpendiculaire à l'axe de visée)
- deux axes orthogonaux entre eux, tous deux perpendiculaires à l'axe de visée.

Un tube relie le télescope à la cage d'expérience; cet ensemble rigide est libre de se mouvoir angulairement autour de son centre de gravité G suivant deux axes par l'intermédiaire du cardan H.

T sera l'axe de tangage du télescope, parallèle à l'axe roulis de l'avion

L l'axe de lacet perpendiculaire à l'axe de visée et de tangage du télescope

Le télescope n'est donc pas libre de tourner autour de son axe de visée. Ce degré de liberté a été abandonné. Les deux axes (T et L) sont aussi appelés axes d'asservissement et reçoivent chacun un moteur et un capteur angulaire (seul celui de l'axe L est visible).

S'il est facile de comprendre que les moteurs sont destinés à orienter le télescope dans la direction desirée et de l'y maintenir, quelques explications sont nécessaires quant à l'utilité des capteurs angulaires. Ils sont destinés à mesurer l'angle que fait l'axe du télescope avec l'axe de la cuve K et ont pour rôle principal d'éviter de mettre le télescope en butée, de le dépointer et même de provoquer des dégâts irrémédiables aux gyros V placés sur la platine d'expérience P_1 solidaire du télescope. (un seul V est représenté). Pour ce faire l'expérimentateur, aussi bien que le pilote, disposera d'un cadran à deux aiguilles croisées permettant à tout moment de connaître la position du télescope dans la cuve. Enfin, en asservissant le télescope par rapport au capteur on pourra recentrer rapidement celui-là.

B) La cuve

Elle supporte le télescope par l'intermédiaire du cardan principal et peut pivoter autour d'un point O par l'intermédiaire d'un cardan secondaire beaucoup plus grand N. Ce cardan a deux degrés de liberté: un axe parallèle au roulis de l'avion, un autre perpendiculaire à l'axe de la cuve et au roulis de l'avion. Le but de ce cardan secondaire est de régler l'axe de la cuve en fonction de l'objet visé. Le tangage de la cuve dispose d'un moteur électrique, l'autre axe (lacet) est purement manuel. En nous reportant à la Fig. I-5, nous voyons que la cuve est fixée d'un côté par son cardan à la porte de secours de l'avion de l'autre côté par un pied R sur le plancher de l'avion.

Les gyros, l'expérience embarquée, le télescope (élasticité) sont sensibles aux vibrations. Pour diminuer les vibrations en provenance des réacteurs on a installé des amortisseurs en matière synthétique placés en Q et R.

C) La porte

La Fig. I-7 nous montre une vue extérieure de l'avion. Le télescope est placé dans la porte de secours la plus proche du centre de gravité de l'avion mais malheureusement aussi à la hauteur et à proximité des réacteurs de la Caravelle. A l'extérieur de l'avion, à la hauteur de l'ouverture pratiquée dans la porte, est fixé un déflecteur (tôle percée de trous) destiné à diminuer les perturbations aérodynamiques et l'effet de tuyau d'orgues. [24]

Un petit hublot T , Fig I-5 et I-7 permet au pointeur stellaire solidaire du télescope de viser une étoile brillante jusqu'à la 8° magnitude dans la région du ciel suffisamment proche de la région à étudier.

Un cache Y sert d'une part à empêcher l'éblouissement du pointeur par l'éclairage intérieur de l'avion et d'autre part d'éviter la formation de buée sur le hublot T ceci par injection d'air chaud.

D) Le pointeur

Il a pour rôle principal de pointer le télescope mais sert également en partie du moins à l'"acquisition". Il est constitué principalement d'une lunette L suivie d'un amplificateur de brillance PMB, d'un oculaire F et d'une caméra de télévision Ca. L'oculaire servant en cas de panne de la caméra).

Enfin, une petite lunette grand angle est fixée rigidement à droite de la porte pour faciliter l'acquisition.

E) Divers

L'intérieur de la cuve étant à la pression extérieure de l'avion (par absence de hublot) et l'avion étant pressurisé il a fallu installer un soufflet d'étanchéité W. Pour cette même raison nous avons dû rendre la cage d'expérience C absolument hermétique.

L'équilibrage grossier du télescope est assuré par un contre-poids fixe X, tandis que l'équilibrage est assuré par 3 petits poids m_x m_y m_z pouvant se déplacer suivant les 3 axes du télescope. L'équilibrage effectué, ceux-ci sont bloqués.

La Fig. I-6 montre une vue générale du projet à l'intérieur de l'avion : le télescope fixé à la porte de secours, les baies d'électronique, celle de gauche "baie de mesure" (appareils de mesure et d'enregistrement), celle de droite "d'asservissement" (les systèmes électroniques d'asservissement et l'électronique de la partie scientifique)

Actuellement nous disposons d'un bouchon pneumatique destiné à fermer le puit quand l'avion est au sol. Nous espérons obtenir un bouchon métallique permettant de fermer la cuve en vol (cas de l'avion volant pour une autre expérience que la nôtre).

Un manipulateur constitué par un manche de modèle réduit permet à l'opérateur d'agir sur les gyros afin d'orienter le télescope dans la direction désirée. Un interrupteur permet de placer le télescope en inertiel ou de l'asservir à la cuve.

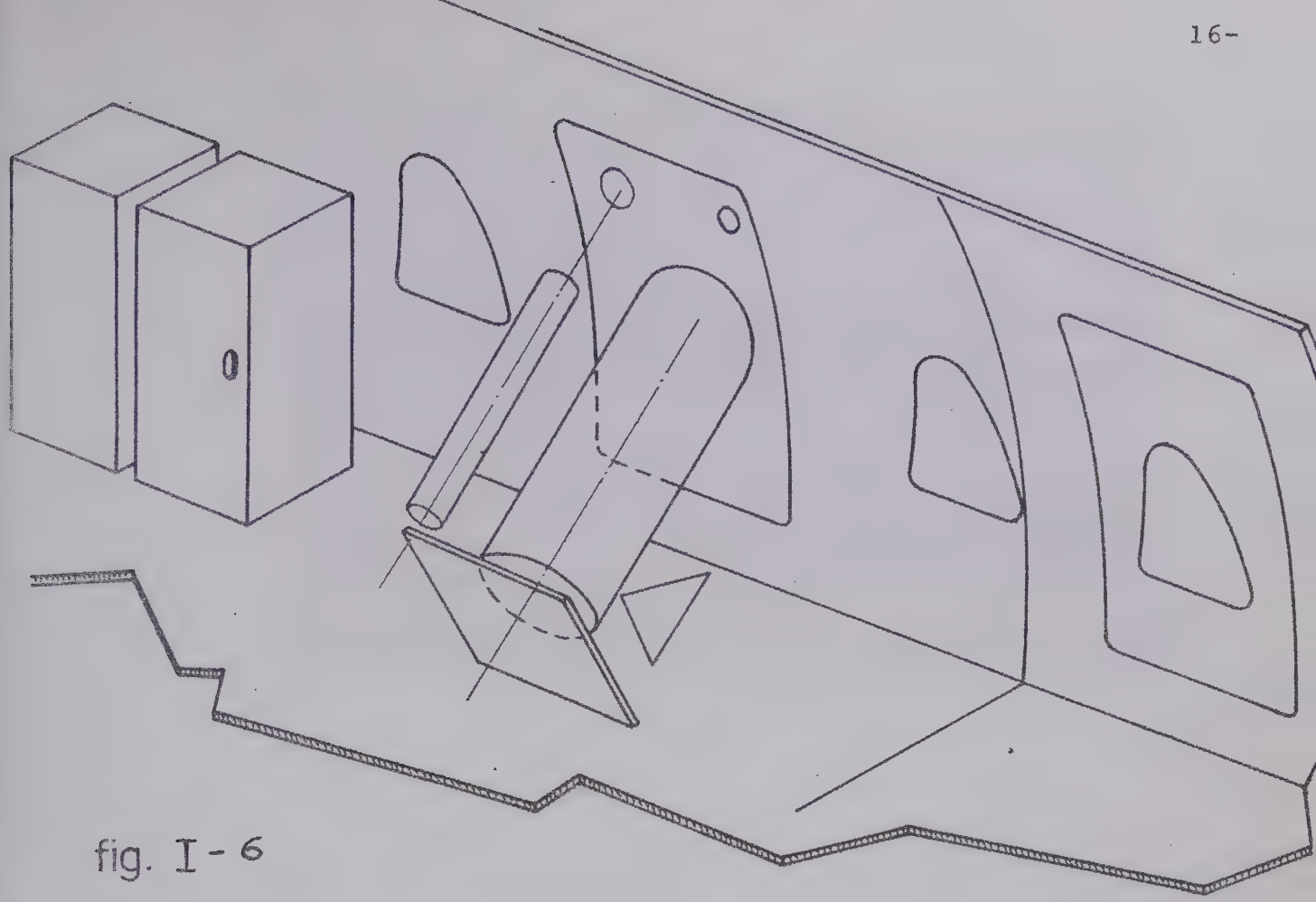


fig. I-6

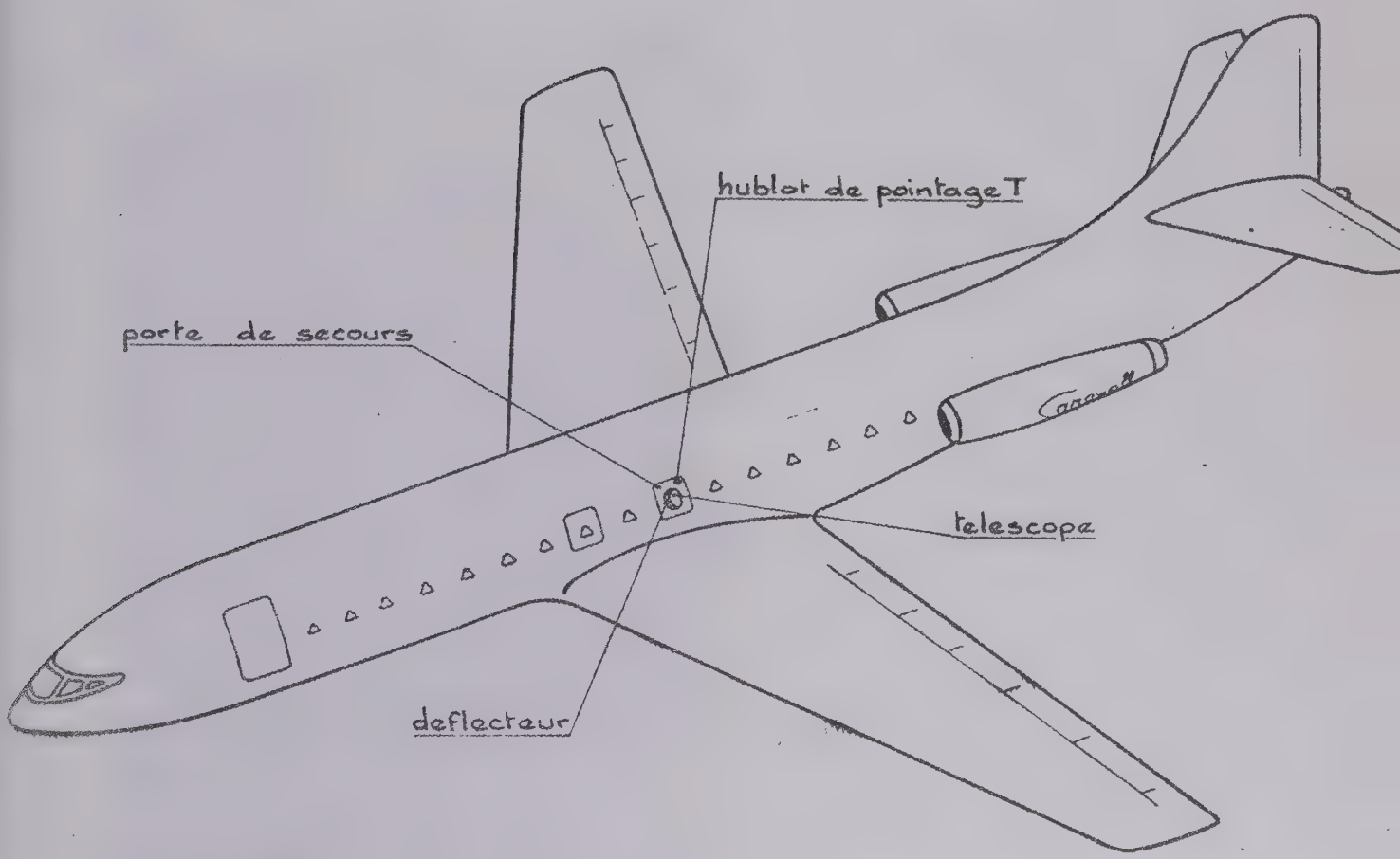
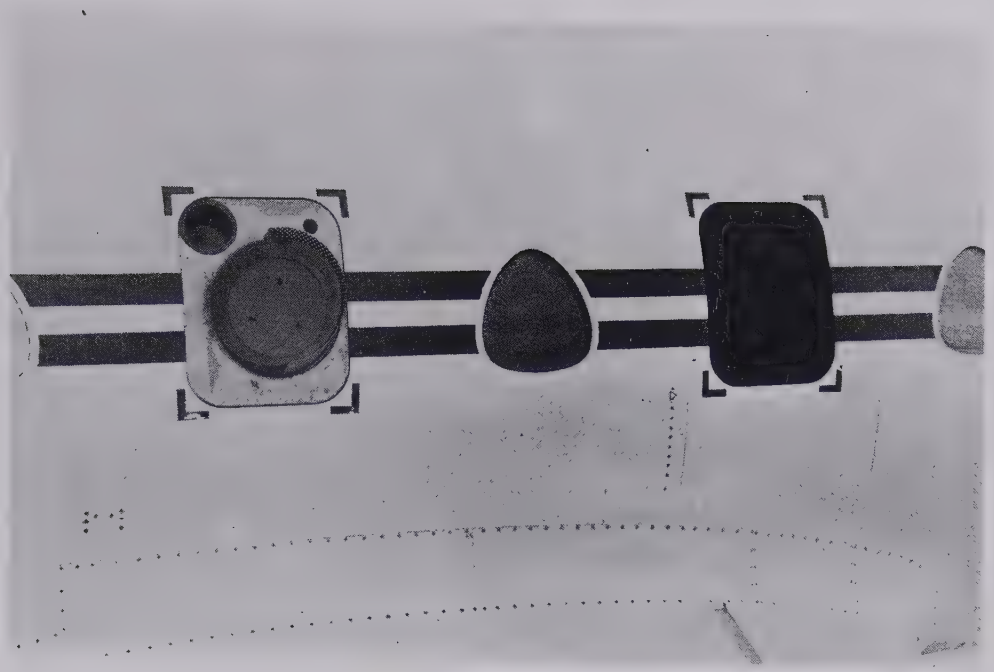
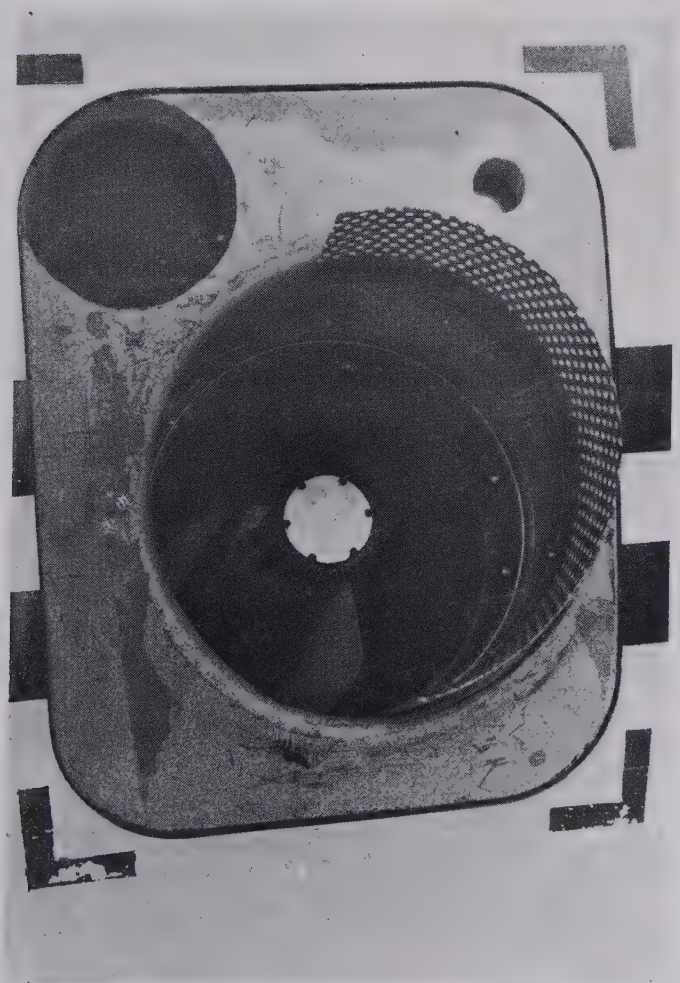

hublot de pointage T
porte de secours
Cassegrain
telescope
deflecteur

fig. I-7





L'expérience acquise lors de vols ballons nous a poussé à construire nous-même le télescope. La mécanique est réalisée par le Service des Prototypes du Centre National de la Recherche Scientifique, l'électronique par l'Observatoire de Meudon (Groupe Infrarouge Spatial), l'expérience scientifique par le Laboratoire de Physique Stellaire et Planétaire en collaboration avec le Groupe Infrarouge Spatial de Meudon. Les gyros étant fournis par le laboratoire du LR.B.A. de Vernon. Ce n'était ni la solution la plus facile, ni la plus rapide mais donnait l'avantage, en étant indépendant, d'être beaucoup plus opérationnel et plus économique.Aussi la connaissance entière du système nous permet, en mission par exemple, de réparer immédiatement toutes les pannes.

-2. Choix des composants

Nous avons une vue d'ensemble du projet, il nous faut déterminer les performances théoriques du système. Pour ce faire nous devons figer quelques éléments importants : l'avion, le télescope, les moteurs couples, les gyros.

L'avion doit suivre un certain nombre de critères à savoir :

- monter suffisamment haut : 10 km d'altitude parait un minimum; les expériences scientifiques l'imposent
- une stabilité angulaire meilleure que $\pm$ 1° afin de ne pas agrandir le "trou" dans l'avion et par là accentuer les perturbations aéro-dynamiques
- permettre une ouverture sans hublot d'au minimum 40cm de diamètre
- des vibrations mécaniques inférieures à $0{,}1g/\sqrt{Hz}$
- être suffisamment spacieux pour permettre l'accès à l'expérience par 3 ou 4 personnes
- appartenir à un organisme assurant la navigation et habitué aux essais en vol, demandant un prix raisonnable de l'heure de vol, permettant les essais au sol et en vol et procurant une certaine liberté quant aux missions possibles
- fournir une puissance électrique suffisante : 2KW

- capable d'embarquer un ensemble pouvant peser 200kg

La Caravelle C 116 du CEV (Centre d'Essais en Vol) de Bretigny semble remplir ces conditions.

Le télescope type "Cassegrain" doit avoir ouverture, inertie, rigidité les plus grandes possibles. L'ouverture sera de 32cm, elle est limitée par la dimension de la porte de secours. On demandera au télescope un débattement dans la cuve de $\pm$ 1°5 ce qui est compatible avec les mouvements de l'avion. De plus il doit être capable de pouvoir supporter une expérience d'une quinzaine de kilos (relativement faible dû au choix du télescope mobile). Le soufflet sera le moins raide possible ks = 5,2 Nm/rd 0,93kgcm/degré.

Les moteurs d'asservissement seront des moteurs couples à courant continu sans balais, montés sans engrenage. Cela suppose que la perturbation la plus importante soit celle due au mouvement angulaire de l'avion (raideur du soufflet et frottement des roulements) et non celle directement appliquée au télescope de nature aéro-dynamique, par exemple. Les moteurs seront utilisés en régime linéaire c'est-à-dire non choppés afin d'éliminer les parasites de commutation préjudiciables aux expériences au prix même d'un moins bon rendement.

Les capteurs angulaires mesurent les angles que fait l'axe du télescope avec l'axe de la cuve, ils sont de type à transformateur différentiel suivis d'un amplificateur à détection synchrone, solution particulièrement intéressante dans le cas de mesure de petit angle (inférieur au degré) et surtout de détecteur de zéro.

Pour le pointage stellaire la solution lunette (500 mm de focale) avec photomultiplicateur de brillance et oculaire présente un faible prix et une grande sensibilité (étoile de magnitude 8). Nous avons donc décidé d'utiliser cette solution. Par la suite, celle-ci nous a permis d'ajouter une caméra de télévision permettant l'enregistrement du pointage au cours du vol.

La pose du déflecteur, destiné comme nous l'avons dit à diminuer les turbulences aéro-dynamiques, sera effectué suivant un rapport de la NASA [24] . Trois déflecteurs de hauteur 4, 8, 12cm seront essayés en vol, celui de 12cm sera choisi.

Enfin la porte de secours sera réalisée par SUD-AVIATION afin de suivre les normes de l'aviation.

Il restait encore un choix important à faire, celui des gyros. Ceux-ci sont un des points clefs du système. Pour cette raison, nous détaillerons quelque peu notre choix. Les gyros peuvent être considérés, en fait, comme une boîte noire destinée à faire la mesure absolue d'un angle dont l'un des côtés est lié au système et dont l'autre appartient à un repère galiléen.

Quelques définitions sont utiles :

- un "gyroscope" est destiné à faire une mesure angulaire
- un "gyromètre" est destiné à faire une mesure de vitesse angulaire
- un "gyro" ne précise pas s'il s'agit de l'un ou de l'autre
- un gyro libre a 2 degrés de liberté (mesure 2 angles orthogonaux)
- un gyro un axe est sensible suivant un axe seulement appelé axe d'entrée

Lorsqu'on désire réaliser un asservissement inertiel, le gyro peut être soit un gyroscope, soit un gyromètre. Le gyromètre aura tendance à annuler la vitesse angulaire, le gyroscope à maintenir une direction donnée. Ceci n'est rien d'autre que le choix entre un asservissement de vitesse ou un asservissement de position. Les deux solutions sont envisageables, cependant leurs réactions sont totalement différentes.

Un asservissement de vitesse est plus facile à stabiliser et aura donc une bande passante plus grande, cependant un choc dépointera définitivement le télescope, seule l'intervention d'un opérateur permettra de repointer correctement. Dans le cas ou l'opérateur

est remplacé par un capteur stellaire, le gyromètre peut être considéré comme une génératrice d'amortissement et dans ce cas on lui demandera des performances beaucoup moins grandes.

Par contre le gyroscope étant un capteur de position angulaire, un choc dépointera plus fortement le télescope mais ce dernier reviendra à sa position initiale sans l'intervention d'un opérateur.

Dans le cas où on désire un pointage inertiel pur (sans intervention d'un opérateur) c'est la solution gyroscope qu'il faut adopter.

Dans le cas d'un pointage optique, 3 solutions sont à considérer :

- pointeur stellaire seul
- pointeur stellaire associé à un gyromètre d'amortissement , si l'on désire augmenter la bande passante et la raideur d'asservissement.
- pointeur stellaire associé à un gyroscope si l'on désire utiliser un pointeur stellaire ayant une bande passante plus faible (le pointeur n'a pour rôle que de corriger la dérive lente des gyros). De plus on peut ajouter un gyromètre d'amortissement.

Lorsqu'on examine ces composants vendus dans le commerce, les gyromètres ne sont pas de classe inertielle, donc insuffisants dans notre cas pour être utilisés comme référence inertielle. Les gyroscopes, eux, sont de classe inertielle caractérisée par leur dérive (1°/h) 1/100°/h).

La seule solution est donc le gyroscope, permettant à la fois le pointage inertiel pur (indispensable pour les expériences éclipse) et le pointage stellaire piloté. Ainsi l'utilisation d'un gyro de classe inertielle (1°/h) nécessitera pour l'opérateur des interventions fonction de la qualité des gyros choisis.

A ce stade un nouveau choix s'impose : un gyroscope à deux degrés de liberté ou le gyroscope flottant à un degré de liberté ? La réponse est de nature technologique : à partir du 1°/h seul subsiste le second type. Mais celui-ci n'étant sensible que suivant un axe, deux gyros seront nécessaires. En résumé, la référence inertielle sera donc constituée par deux gyroscopes flottants sans gyromètre d'amortissement. Ce dernier procurant une amélioration des performances trop

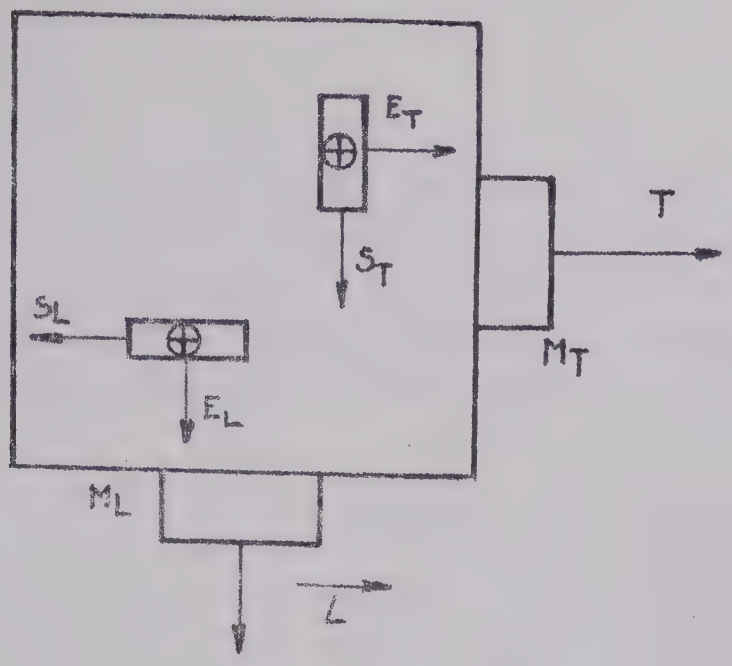
faible par rapport à l'augmentation de complexité du système. Il reste à décider si les deux gyros seront montés directement sur la platine d'expérience ou montés à la cardan par l'intermédiaire d'une petite plate-forme, le tout enfermé dans une boîte appelée : centrale inertielle. L'avantage d'une telle solution réside dans le fait de pouvoir étudier la centrale indépendamment de l'asservissement du télescope mais ce au prix de complications mécaniques et d'un ensemble plus lourd. De plus elle a l'énorme avantage de ne jamais mettre les gyros en butée, par contre l'augmentation des intermédiaires entraînera une légère diminution de la précision.

Tout poids supplémentaire étant du poids perdu pour toute expérience, il vaut donc mieux utiliser la solution mécanique la plus simple, c'est-à-dire placer les deux gyroscopes directement sur la platine d'expérience. C'est cette dernière solution que nous avons adoptée. Notre choix s'est avéré heureux car le télescope n'allant jamais violemment en butée ne dégrade pas les gyros. (Voir annexe I)

3. Considérations sur le projet définitif

Nous possédons dès maintenant tous les éléments nécessaires pour figer, du moins dans son principe, l'ensemble du projet et cela dans sa version définitive.

Reportons nous, pour ce faire, à nouveau à la Fig. I-5. Nous savons déjà que l'ensemble est constitué d'une partie mobile : le télescope et la platine d'expérience. Sur cette dernière sont fixés : le pointeur stellaire, les masses d'équilibrage fixes et mobiles, les deux gyroscopes flottants, l'un appelé gyro de lacet, l'autre de tangage. Quelques détails supplémentaires sont cependant nécessaires quant à la disposition des gyros sur la platine.



Fig_I_8

Vue arrière du télescope

T vecteur tangage du télescope
L vecteur lacet du télescope
M_t moteur de tangage
M_l moteur de lacet

E_T vecteur d'entrée du gyro tangage
S_T vecteur de sortie " " "
H_T vecteur de spin " " "
E_L vecteur d'entrée " " lacet
S_L vecteur de sortie " " "
H_L vecteur de spin " " "

Le télescope n'étant pas asservi autour de son axe de roulis (direction de visée) c'est dans cette direction que le télescope accusera le plus grand mouvement angulaire.

Le seul axe de rotation suivant lequel le gyro flottant est insensible à tous mouvements de rotation est l'axe de spin. Il est donc logique de placer les deux gyros sur la platine de façon que leur vecteur de spin soit parallèle au roulis du télescope.

L'axe d'entrée des gyros étant l'axe le plus sensible, le gyro lacet aura son axe d'entrée parallèle au lacet du télescope et le gyro tangage aura son axe d'entrée parallèle au tangage du télescope. Dès lors la sortie de l'un des gyros sera obligatoirement parallèle à l'entrée de l'autre et vice et versa.

Cette position des gyros n'est pas sans intérêt car ceux-ci sont légèrement sensibles suivant leur axe de sortie. Le télescope, une fois asservi, tend à rendre le mouvement de rotation nul suivant les axes d'entrée. Autrement dit, chaque gyro compte sur l'autre pour n'avoir aucun mouvement de rotation suivant leur axe de sortie. Les deux asservissements se complètent donc l'un l'autre.

Le rapport de perpendicularité du vecteur de spin des deux gyros avec les deux axes de rotation du télescope, appelé "erreur d'axe", doit avoir la précision d'une minute d'arc si l'on veut maintenir l'indépendance des deux asservissements. Sans cette indépendance le télescope tourne autour d'un cône elliptique centré sur la direction visée.

Le télescope et la platine d'expérience sont suspendus à l'aide d'un cardan deux axes à la cuve solidaire de l'avion. Chaque axe de cardan est muni d'un moteur couple d'asservissement destiné à fournir le couple nécessaire pour maintenir le télescope dans la direction visée et d'un capteur angulaire destiné à fournir la position angulaire du télescope par rapport à la cuve aussi bien en roulis qu'en tangage. Les capteurs, à transformateur différentiel suivi d'un amplificateur à détection synchrone, fourniront une tension nulle lorsque le télescope sera centré à la cuve, une tension positive dans un sens, négative dans l'autre, quand le télescope est décentré.

Les capteurs angulaires alimenteront un double galvanomètre à aiguilles croisées, Fig.I-9, affichant continuellement la position angulaire du télescope dans la cuve. La position des aiguilles permet de voir si on s'approche dangereusement des butées du télescope.

Fig I-9

Enfin un blocage mécanique permet de bloquer angulairement le télescope au centre de la cuve.

La cuve peut pivoter de deux façons par l'intermédiaire d'un grand cardan fixé à la porte de secours : manuellement en lacet, électriquement en tangage. Comme nous le verrons à l'usage, ce sera surtout le deuxième mouvement qui se révelera le plus utile.

4. Utilisation du télescope

Il reste à voir comment utiliser ce télescope ? Pour ce faire nous allons nous servir d'un principe bien connu en asservissement : tout asservissement réagit de façon à maintenir son signal d'erreur nul ! Nous supposons de plus que l'avion est à son altitude de croisière et que l'on désire pointer le télescope sur une étoile.

Au départ, le télescope est bloqué mécaniquement dans la cuve et par conséquent centré. En faisant tourner l'avion en cap et en bougeant la cuve en tangage on cherche à centrer en moyenne l'étoile que l'on désire viser au centre du viseur. On asservit, ensuite, le télescope par rapport au capteur angulaire de la cuve, on débloque le télescope, rien ne se passe, le télescope reste toujours centré dans la cuve mais électroniquement cette fois. Pendant ce temps les gyros sont bouclés en gyromètres. Les capteurs angulaires du gyro, aussi bien que ceux de la cuve restent pratiquement nuls en vertu du principe énoncé précédemment. Enfin, à l'aide d'un interrupteur on remplace les capteurs angulaires de la cuve par ceux du gyro : on est en position inertielle. Le télescope qui suivait précédemment les mouvements de l'avion s'arrête, les étoiles que l'on voit dans l'oculaire restent fixes, à la dérive des gyros près. A l'aide d'un manipulateur de modèle réduit on injecte un courant dans le moteur couple du gyro qui fait tourner le flotteur. L'asservissement voulant maintenir le signal d'erreur nul fait tourner le télescope autour de son axe de sortie. L'on voit donc qu'injecter un courant dans le moteur couple a pour effet de faire tourner le télescope, pendant l'acquisition, et de s'opposer à la dérive des gyros pendant le pointage. Cette méthode a pour avantage de piloter le télescope en vitesse : un courant constant appliqué à l'entrée fait tourner le télescope à vitesse constante. Un courant constant appliqué au moteur couple du télescope aurait imposé une accélération constante de celui-ci.

Un bouton inverseur permet de faire fonctionner le télescope suivant deux modes différents :

a) le télescope est inertiel,

dans ce cas son mouvement étant négligeable par rapport à celui de l'avion, les capteurs angulaires traduisent fidèlement les mouvements de l'avion (changés de signes), turbulence, virage. Lorsque l'avion prend des mouvements angulaires trop importants, risquant de mettre le télescope en butée, on passe au second mode.

b) le télescope asservi à la cuve,

dans ce cas les gyros sont bouclés en gyromètre et remplacés par les capteurs angulaires. Ce mode permet de centrer rapidement le télescope, c'est une première position de sécurité. Pour des mouvements angulaires ancore plus importants on passe au blocage mécanique du télescope à la cuve.

CHAPITRE II - SCHEMA BLOC DE LA REGULATION INERTIELLE

Généralités

Le projet étant bien défini dans son ensemble, étudions le en prodondeur. Cela pour nous guider dans sa construction, pour prévoir et comprendre ses réactions mais aussi pour en connaître ses limitations.

Pour ce faire traduisons notre problème en langage d'asservissement. D'une manière générale, il s'agit de réaliser un asservissement linéaire de position angulaire à deux entrées et deux sorties. Les plus grandes performances seront demandées à la régulation (télescope pointé). L'opérateur aurait pu être considéré comme formant une deuxième boucle d'asservissement, il s'agirait alors d'un asservissement piloté. N'intervenant que rarement l'opérateur influence peu la précision du pointage et son rôle peut être négligé en première approximation. On se contentera de contrôler la précision en asservissement pour mieux comprendre le comportement lors de l'acquisition. Une simplification importante est de rendre indépendant chacun des axes, ce qui ramène l'étude à un asservissement à un degré de liberté et de vérifier ensuite s'il n'y a aucune interaction d'un axe sur l'autre (principe de superposition).

Mais l'hypothèse la plus importante, voir osée, consiste à supposer l'asservissement linéaire au sens des automaticiens, c'est-à-dire régit par des équations différentielles à coefficient constant. En dehors de cette hypothèse toute étude devient difficile, voir impossible. On pourra ainsi, en gros, prédéterminer le comportement du système mais il faudra le confronter avec l'expérience et tenir compte de ses impondérables.

Traduire notre problème en langage d'asservissement linéaire, ce n'est rien d'autre que d'établir le schéma bloc de la régulation inertielle.

1. Le télescope

Le télescope est régit par l'équation différentielle suivante :

$$J\theta'' + f(\theta - \theta_a)' + k(\theta - \theta_a) = \Gamma_t$$

$$\left.\begin{aligned} k &= k_f + k_s + k_t + k_b \\ \Gamma_t &= \Gamma_p + \Gamma_m + \Gamma_c \end{aligned}\right\} \quad (II-1)$$

(Voir notation)

Mise sous forme de Laplace et en négligeant les conditions initiales :

$$J^2 p\theta + (f_f p + k)(\theta - \theta_a) = \Gamma_t \quad (II-2)$$

Que l'on peut mettre sous forme de diagramme fonctionnel :

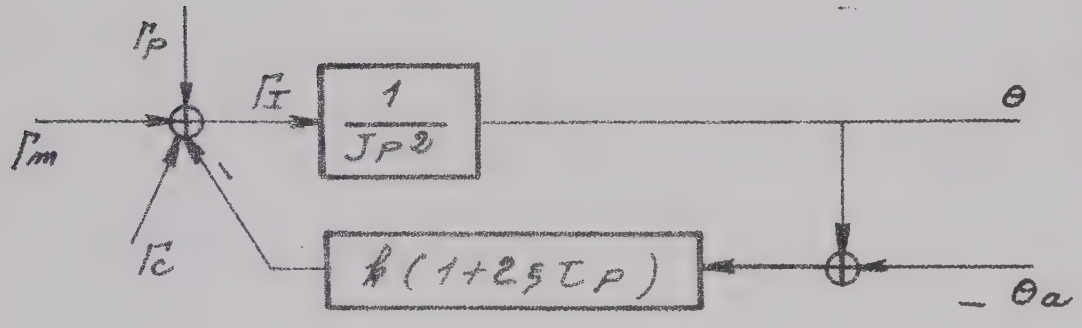
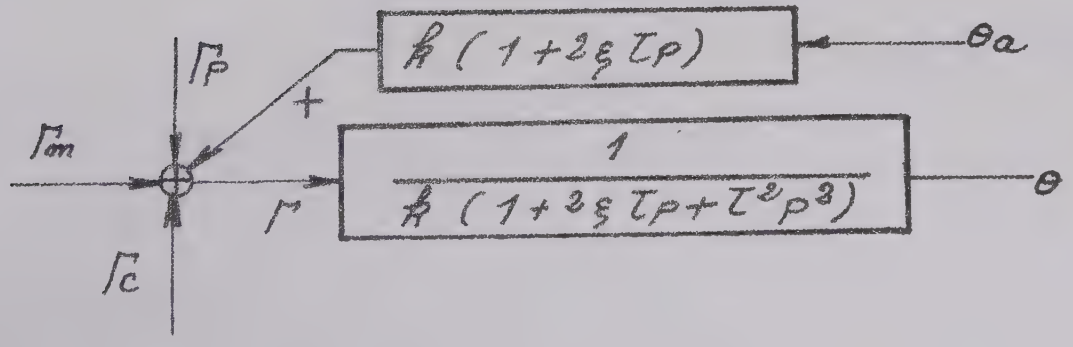


Fig-II-1



Avec

$$\left.\begin{aligned} 2\xi\tau &= \frac{f}{k} \\ \tau &= \sqrt{\frac{J}{k}} \\ Q &= \frac{1}{2\xi} \\ \omega_0 &= \frac{1}{\tau} \end{aligned}\right\} \quad (II-3$$

On en déduit

$$\left.\begin{aligned} \xi &= \frac{1}{2Q} \\ G_0 &= \frac{1}{k} \\ f &= \frac{1}{Q}\sqrt{kJ} \end{aligned}\right\} \quad (II-4)$$

Remarque :

1) la raideur k peut augmenter avec le balourd k_b

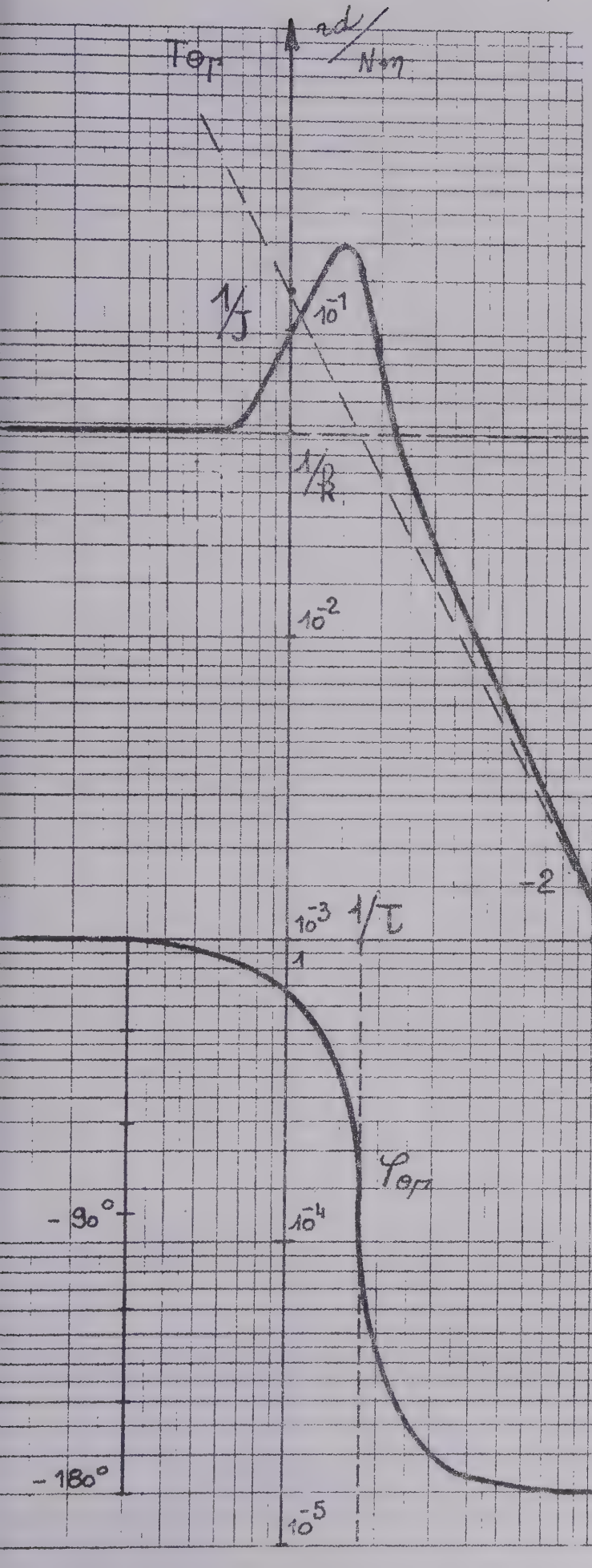
2) Γ_c est un couple constant provenant du couplage aérodynamique de l'avion et peut être annulé par un caoutchouc de rappel

3) J contient l'inertie du cardan supposé fixe, des gyros ainsi que celle de l'expérience

On déduit les fonctions de transfert suivantes :

$$\left.\begin{aligned} T_{o\Gamma} &= \begin{cases} \dfrac{1}{k + fp + Jp^2} \\ \dfrac{1}{k(1+2\xi\tau p+\tau^2p^2)} \end{cases} \\ T_{o\Theta a} &= -\frac{(1+2\xi\tau p)}{(1+2\xi\tau p+\tau^2p^2)} \\ T_{\Gamma_I\Gamma} &= \frac{\tau^2p^2}{1+2\xi\tau p+\tau^2p^2} \end{aligned}\right\} \quad (II-5)$$

La dernière équation montre que pour une pulsation tout le couple est transmis à l'inertie .



Reponse harmonique du telescope

$$k = 21,9 \ \frac{Nm}{rd}$$

$$f = 3,32 \ Nm/rd/sec$$

$$J = 7,64 \ kg\,m^2$$

$$\boxed{Tor = \frac{1}{k + fp + Jp^2}}$$

$$Tor = \frac{1}{k\,(1 + 2\xi\tau p + \tau^2 p^2)}$$

$$\xi = 0,128 \rightarrow Q = 3,9$$

$$\omega o = \frac{1}{\tau} = 1,7 \ rd/sec$$

$$\tau = 0,59 \ sec$$

$$f = \frac{1}{Q}\sqrt{kJ}$$

Fig II_3

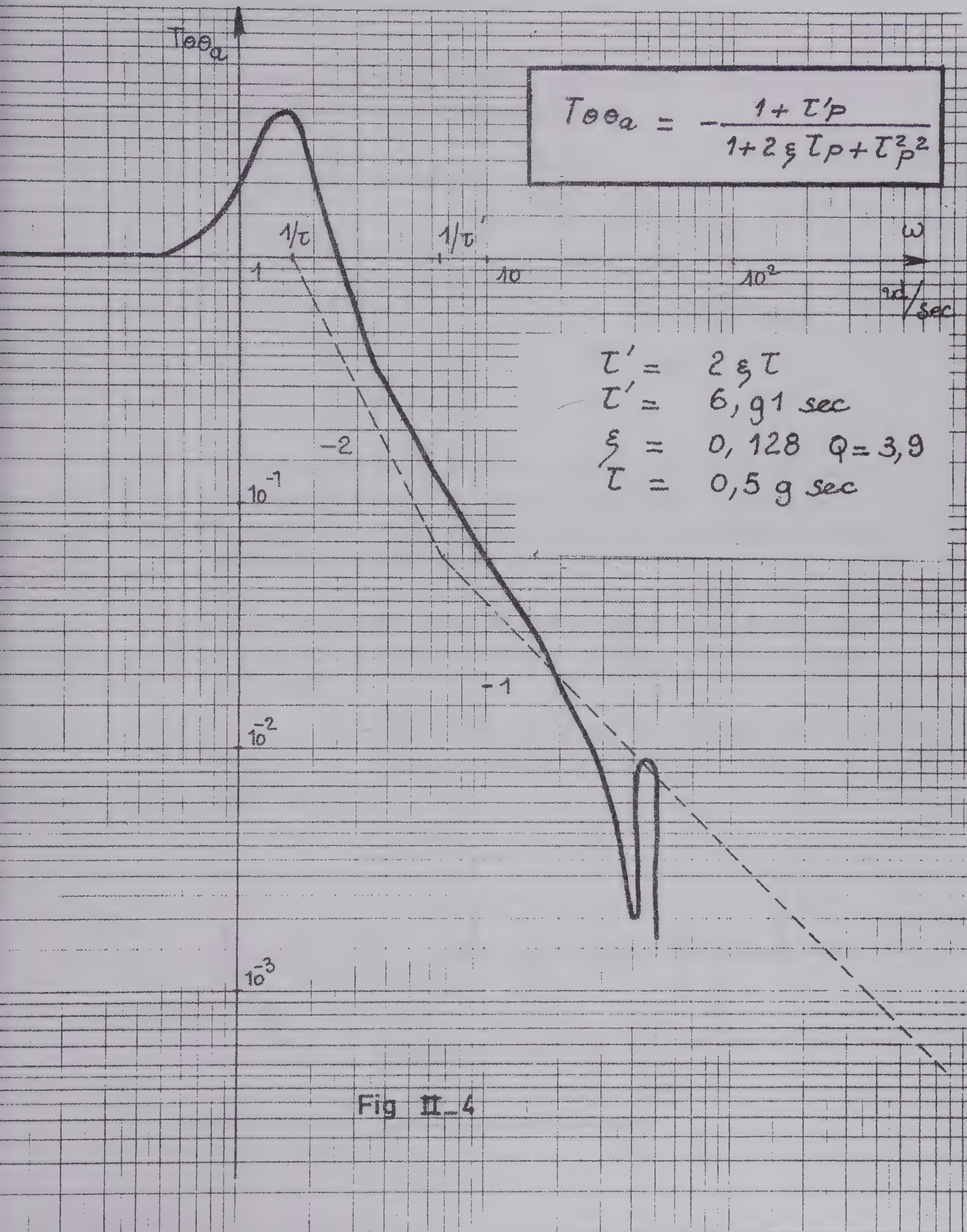

$T_{\Theta\Theta_a}$
$T_{\Theta\Theta_a} = -\frac{1+\tau' p}{1+2\xi\tau p+\tau^2 p^2}$
$1/\tau$
$1/\tau'$
1
10
10^2
ω
rd/sec
$\tau' = 2\xi\tau$
$\tau' = 6,91$ sec
$\xi = 0,128$ $Q = 3,9$
$\tau = 0,5\,9$ sec
-2
-1
10^{-1}
10^{-2}
10^{-3}

Fig II_4

En traçant la réponse harmonique expérimentale du télescope, Fig. II-3 on détermine les paramètres du télescope :

$$k = 21,9 \ \frac{Nm}{rd}$$

$$Q = 4,1 \rightarrow \xi = 0,12$$

$$\omega_o = 1,7 \ rd/sec \rightarrow \tau = 0,57 \ sec$$

$$f = 3,17 \ Nm/rd/sec$$

$$J = 7,64 \ kg \ m^2$$

La raisonnance de bas de la courbe montre qu'au delà de 30rd/sec le télescope n'est plus considéré comme linéaire au sens des automaticiens. Cette raisonnance provient probablement du manque de rigidité du télescope

$T_{\theta\theta_a}$ déduit de la Fig. II-4 et de l'équation II-5 n'est rien d'autre que la réponse harmonique du télescope dû au mouvement de l'avion.

Si l'on tient compte des butées du télescope, nous introduisons une non-linéarité que nous pouvons exploiter par la méthode du premier harmonique :

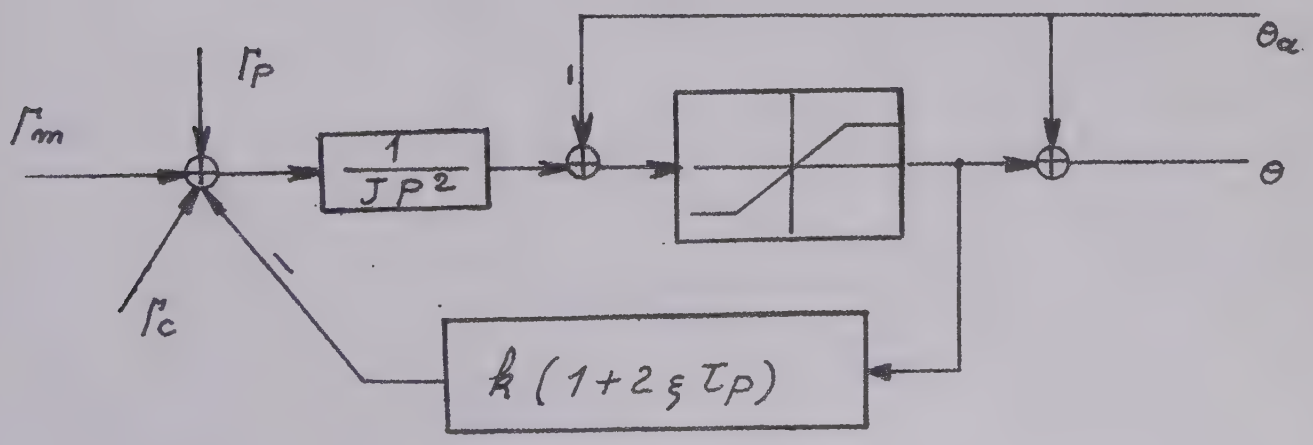


Fig - -

2. Le moteur couple

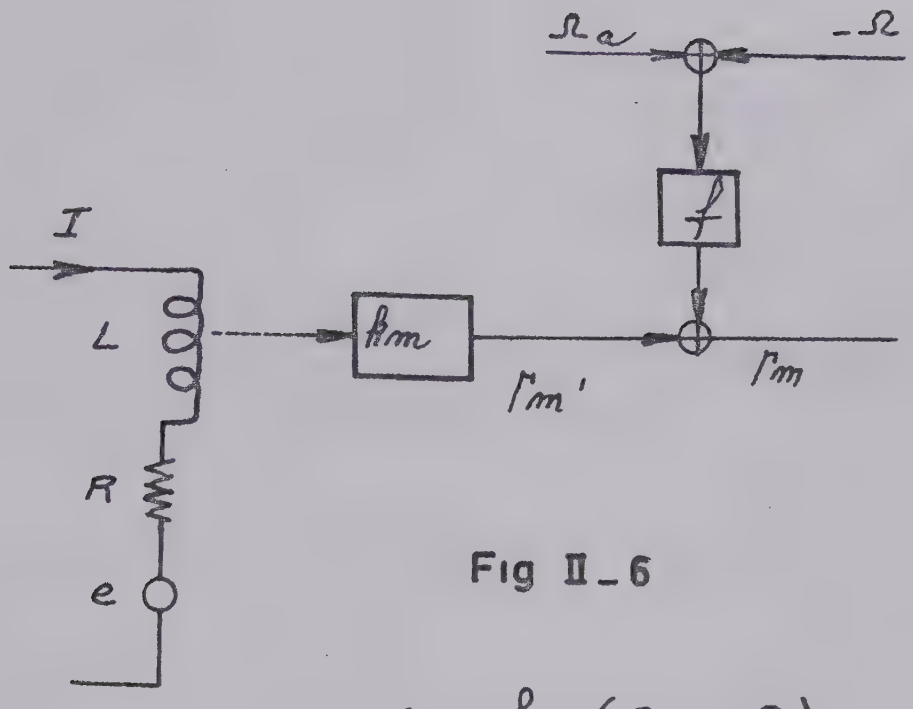


Fig II-6

$$e = k_E (\Omega_a - \Omega)$$

3. Conversion tension-courant

En examinant la Fig. II-6 nous voyons que la vitesse angulaire de l'avion Ω_a peut entraîner le télescope et par voie de conséquence être une cause de dépointage. Pour ce faire alimentons le en courant :

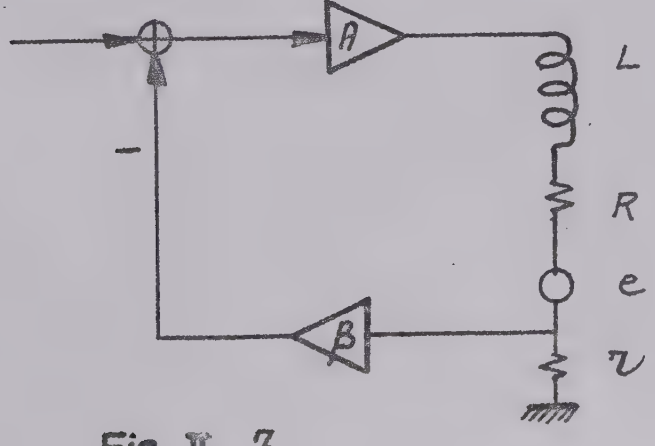


Fig II-7

Des Figs II-6 et II-7 on déduit le bloc diagramme de la conversion tension-courant : Fig. II-8

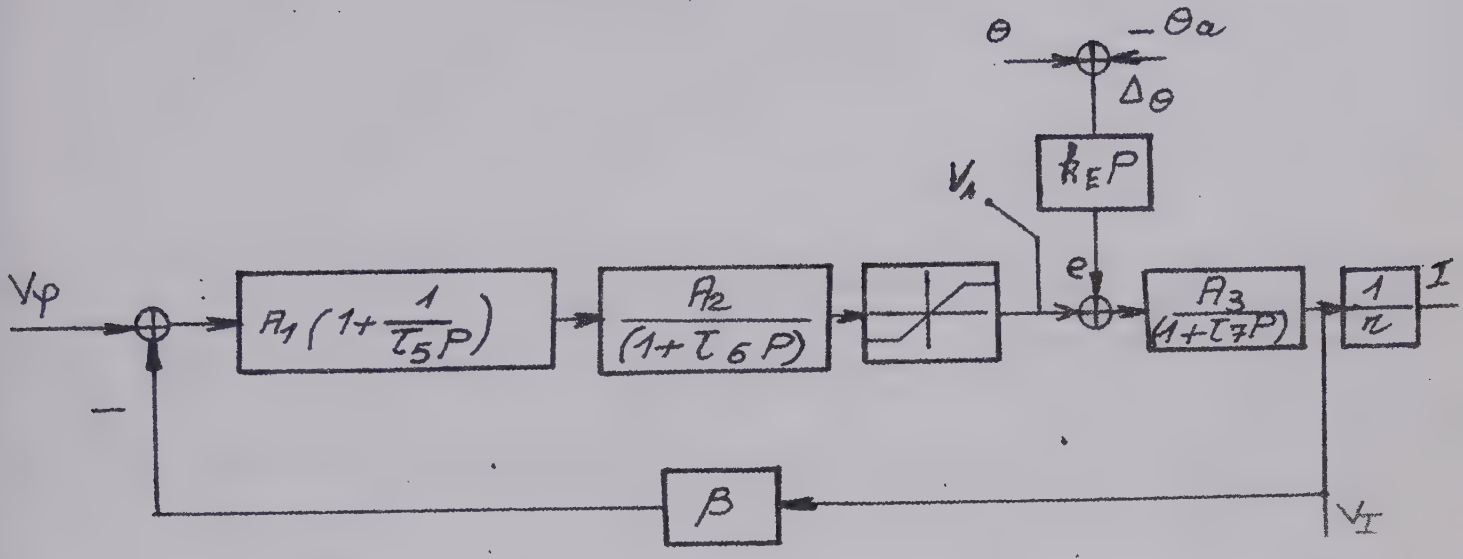
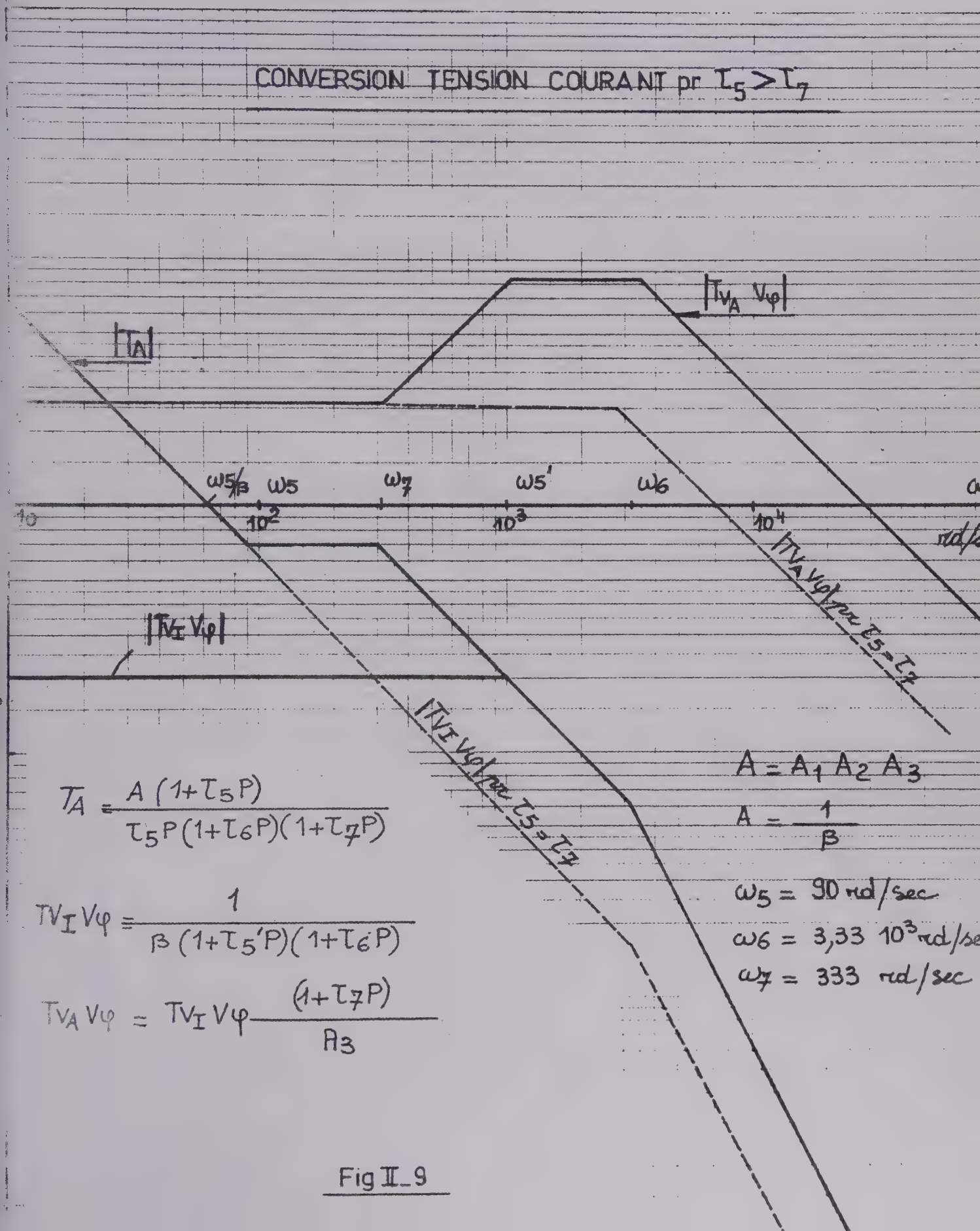


Fig - II - 8

$$\left.\begin{aligned} e &= k_E\,(\Omega_a - \Omega) \\ A_3 &= \frac{r}{r+R} \\ \tau_7 &= \frac{L}{r+R} \\ A &= A_1 A_2 A_3 \end{aligned}\right\} \quad (II-6)$$

CONVERSION TENSION COURANT pr $\tau_5 > \tau_7$



$$T_A = \frac{A(1+\tau_5 P)}{\tau_5 P(1+\tau_6 P)(1+\tau_7 P)}$$

$$T_{V_I V\varphi} = \frac{1}{\beta(1+\tau_5' P)(1+\tau_6 P)}$$

$$T_{V_A V\varphi} = T_{V_I V\varphi} \frac{(1+\tau_7 P)}{A_3}$$

$$A = A_1 A_2 A_3$$

$$A = \frac{1}{\beta}$$

$\omega_5 = 90$ rad/sec

$\omega_6 = 3{,}33\ 10^3$ rad/sec

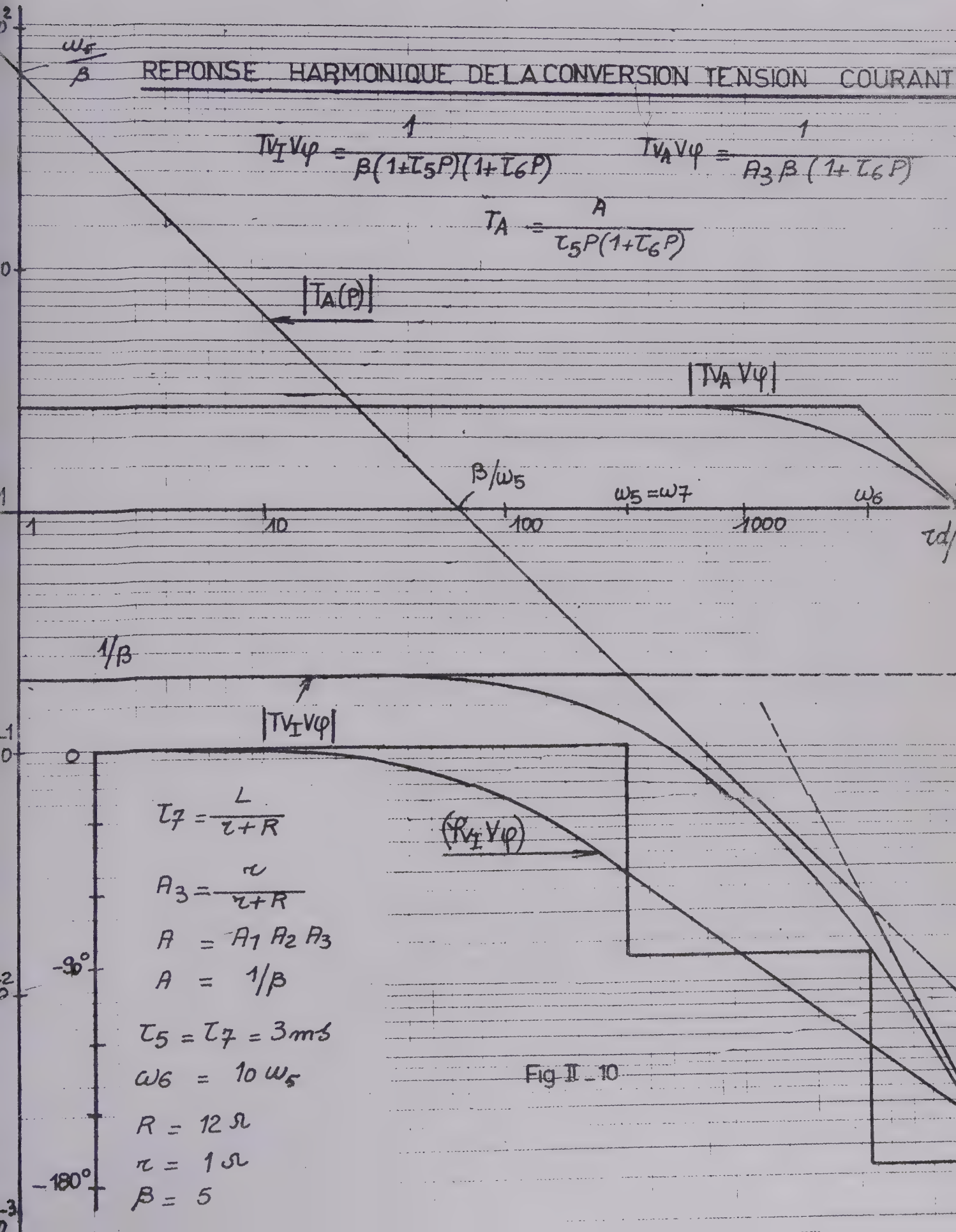
$\omega_7 = 333$ rad/sec

Fig II_9

REPONSE HARMONIQUE DE LA CONVERSION TENSION COURANT

$$T_{V_I V\varphi} = \frac{1}{\beta(1+\tau_5 P)(1+\tau_6 P)} \qquad T_{V_A V\varphi} = \frac{1}{A_3 \beta (1+\tau_6 P)}$$

$$T_A = \frac{A}{\tau_5 P(1+\tau_6 P)}$$



$$\tau_7 = \frac{L}{r+R}$$

$$A_3 = \frac{r}{r+R}$$

$$A = A_1 A_2 A_3$$

$$A = 1/\beta$$

$\tau_5 = \tau_7 = 3\,ms$

$\omega_6 = 10\,\omega_5$

$R = 12\,\Omega$

$r = 1\,\Omega$

$\beta = 5$

Fig II_10

Calculons les fonctions de transfert dont nous aurons besoin :

posons : $A = A_1 A_2 A_3$

d'où $$T_A = \frac{A(1+\tau_5 P)}{\tau_5 P(1+\tau_6 P)(1+\tau_7 P)}$$

posons $A = \frac{1}{\beta}$

$\omega_5 < \omega_7$

$\omega_6 = 10\omega_7$

on en déduit graphiquement $$T_{V_I V_\varphi} = \frac{1}{\beta(1+\tau_5 P)(1+\tau_6 P)}$$

$$T_{V_A V_\varphi} = T_{V_I V_\varphi} \frac{(1+\tau_7 P)}{A_3}$$

cas particulier $\omega_5 = \omega_7$

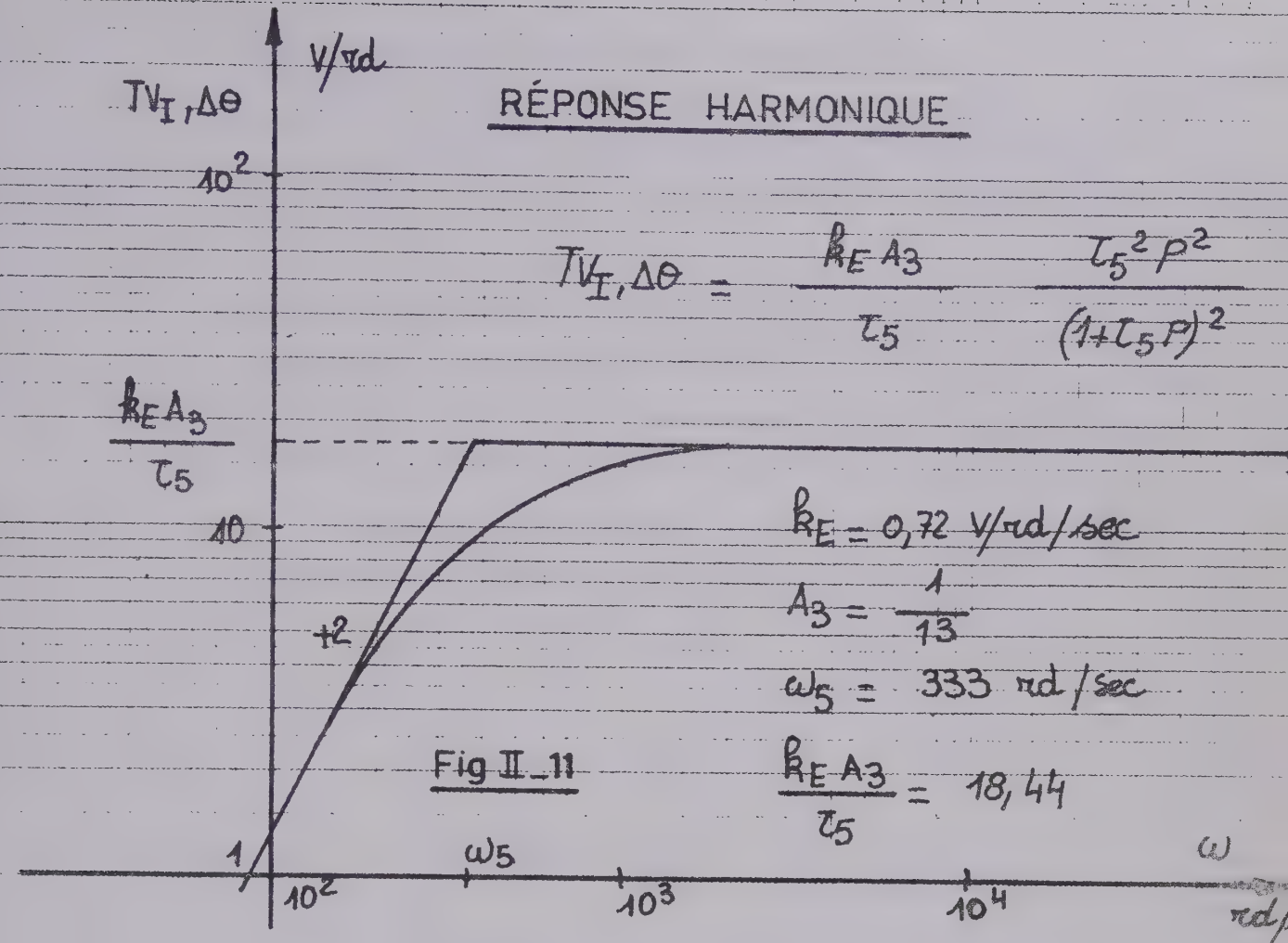
alors

$$\left.\begin{aligned} T_A &= \frac{A}{\tau_7 P(1+\tau_6 P)} \\ T_{V_I V_\varphi} &= \frac{1}{\beta(1+\tau_6 P)(1+\tau_7 P)} \\ T_{V_A V_\varphi} &= \frac{1}{A_3 \beta(1+\tau_6 P)} \\ A &= \frac{1}{\beta} = A_1 A_2 A_3 \end{aligned}\right\} \quad (II-7)$$

Nous voyons que dans le deuxième cas ($\omega_5 = \omega_7$) la bande passante a diminué tant pour $T_{V_I V_\varphi}$ que pour $T_{V_A V_\varphi}$ avec l'avantage d'avoir éliminé la surtension néfaste en présence de bruit HF (saturation de l'ampli de puissance)

RÉPONSE HARMONIQUE

$$T_{V_I,\Delta\theta} = \frac{k_E A_3}{\tau_5} \cdot \frac{\tau_5^2 p^2}{(1+\tau_5 p)^2}$$



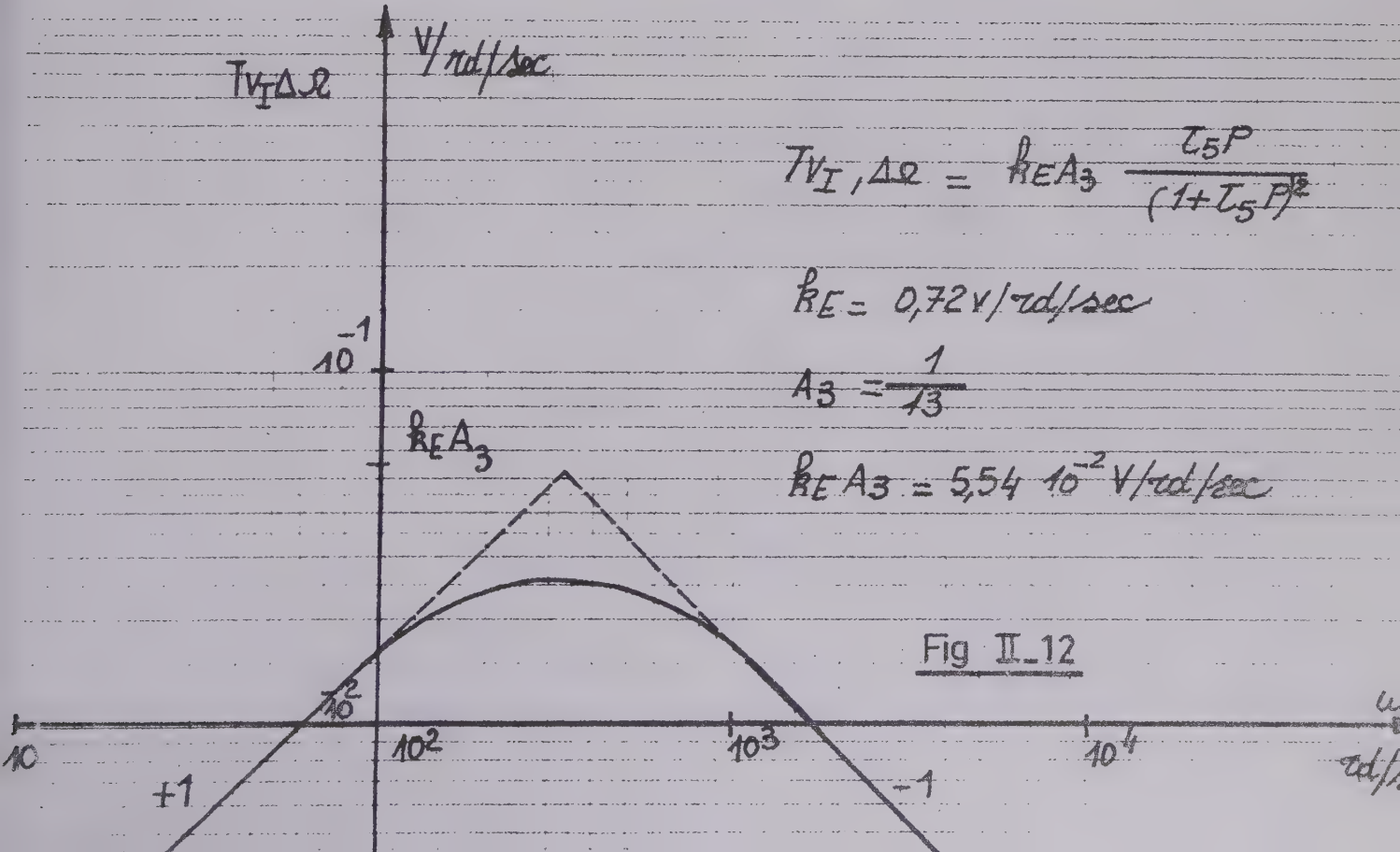
$k_E = 0{,}72$ V/rd/sec

$A_3 = \frac{1}{13}$

$\omega_5 = 333$ rd/sec

$\frac{k_E A_3}{\tau_5} = 18{,}44$

Fig II_11



$$T_{V_I,\Delta\Omega} = k_E A_3 \frac{\tau_5 p}{(1+\tau_5 p)^2}$$

$k_E = 0{,}72$ V/rd/sec

$A_3 = \frac{1}{13}$

$k_E A_3 = 5{,}54\ 10^{-2}$ V/rd/sec

Fig II_12

Nous voyons que nous avons tout intérêt à utiliser un moteur à faible constante de temps électrique et que la source de courant permet d'élargir la bande passante mais cela au détriment de l'étage de puissance et d'un plus grand risque de saturation de l'amplificateur de puissance.
En effet, si l'on impose à la source de courant une bande passante plus large que celle imposée par la constante électrique du moteur couple, une surtension apparait en sortie de l'étage de puissance, associée au bruit en provenance du gyro, entraine une baisse de rendement et risque desaturation de l'étage de puissance.

Nous préférons prendre $\tau_5 = \tau_7$ aussi longtemps que nous n'avons plus de renseignements sur le bruit des gyros.

dans la bande passante :

$$\left.\begin{aligned} T_{V_I V_\varphi} &= \frac{1}{\beta} \\ T_{I V_\varphi} &= \frac{1}{\beta \tau} \\ T_{V_A V_\varphi} &= \frac{1}{A_3 \beta} \end{aligned}\right\} \quad (II-8)$$

Enfin :

$$T_{V_I \Delta\theta} = \frac{K_E P}{A_1 A_2 \dfrac{\left(1+\frac{1}{\tau_5 P}\right)}{(1+\tau_6 P)}} \times T_{V_I V_\varphi}$$

$$\left.\begin{aligned} T_{V_I \Delta\theta} &= \frac{K_E A_3}{\tau_5} \frac{\tau_5^2 P^2}{(1+\tau_5 P)^2} \\ T_{V_I \Delta\varepsilon} &= K_E A_3 \frac{\tau_5 P}{(1+\tau_5 P)^2} \end{aligned}\right\} \quad (II-9)$$

Au-delà de la pulsation ω_5 la source de courant n'agit plus, le moteur est alimenté en tension (éq. II-9)

4. Etage de puissance

Définition : nous appellerons étage de puissance, l'ensemble ampli de puissance, moteur couple et télescope

Cette définition a été choisie pour bien montrer que cet ensemble constitue un tout dont tous les éléments interagissent les uns sur les autres. Etudier un des éléments ne peut se faire sans connaître les autres.
Pour ce faire il suffit de rassembler les blocs diagrammes précédents : Figs. II-5,6 et 8 pour obtenir celui de la Fig. II-13

5. Le gyroscope

Voir annexe I Figs.I-3 à I-6
Le gyro provoque un couple d'un axe sur l'autre par

$$T_\xi(P) = k_\xi + \frac{\tau_g}{G} P$$

k_ξ est dû à l'erreur d'axe

$$\frac{\tau_g}{G} = \frac{J_g}{H} = \frac{J_g}{J_1} \cdot \frac{1}{\omega_1}$$

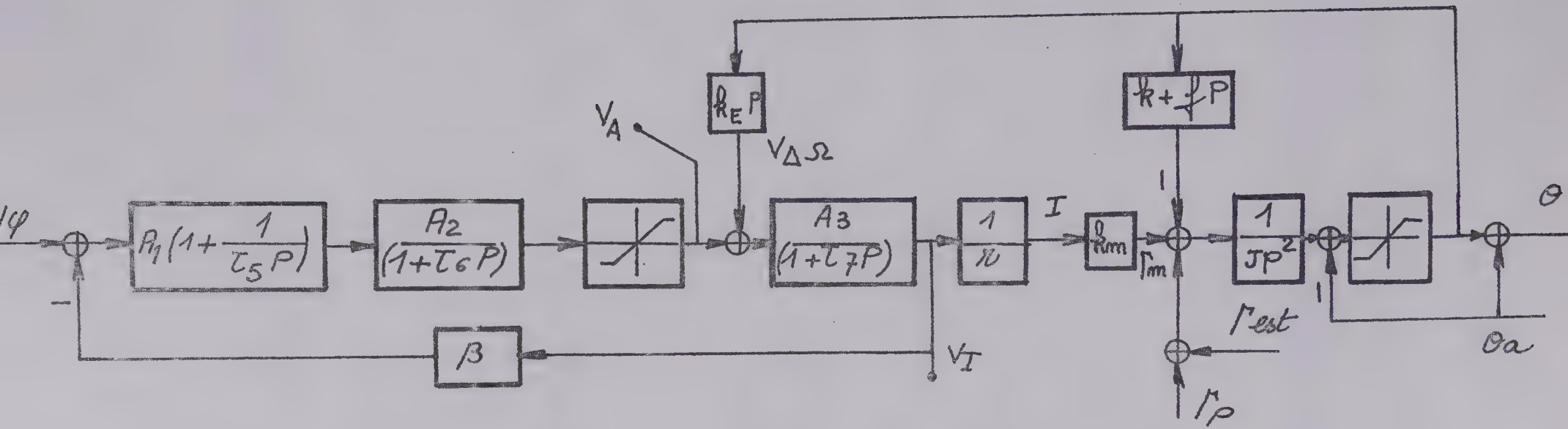
J_1 inertie de la toupie suivant l'axe de spin

ω_1 vitesse angulaire de la toupie

$T_\xi(P)$ peut être mis sous une autre forme

$$\left.\begin{aligned} T_\xi(P) &= k_\xi (1 + \tau_\xi P) \\ \tau_\xi &= \frac{\tau_g}{G k_\xi} \\ k_\xi &= \sin \theta_\xi \end{aligned}\right\} (II-10)$$

τ_ξ est donc fonction de l'erreur d'axe θ_ξ et de la vitesse angulaire de la toupie ω_1



Bloc diagramme de l'étage de puissance

Fig II-13

REPONSE HARMONIQUE DU GYROSCOPE

$$T_{\theta\theta_E} = \frac{G}{(1+\tau_g P)}$$

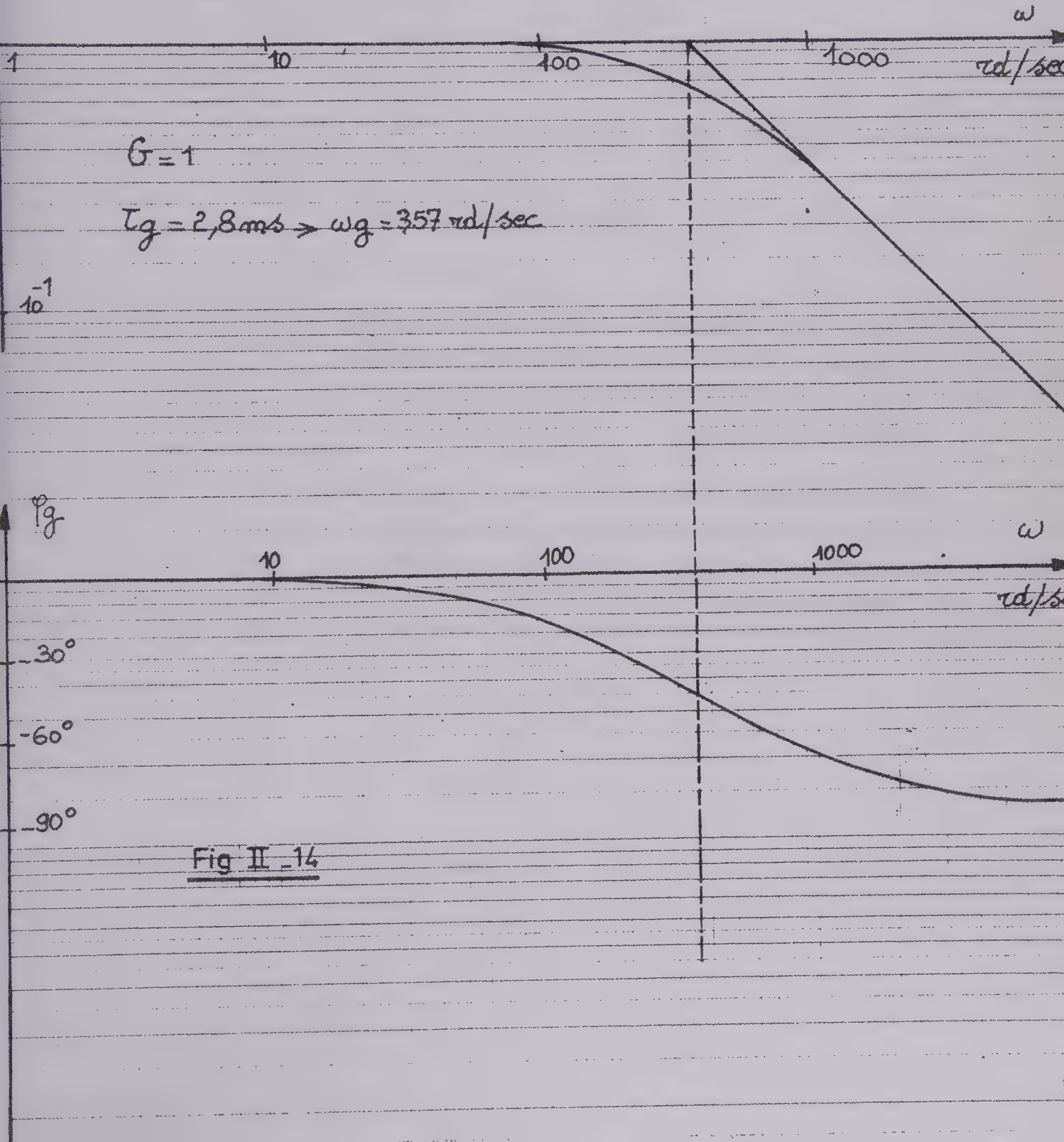


Fig II_14

6. Filtre correcteur

Il faut ici citer deux filtres de correction :

l'un : $T_{V_\varphi V_\theta} = K\left(1+\frac{1}{\tau_1 P}\right)\frac{(1+\tau_2 P)}{(1+\tau_3 P)}\frac{1}{(1+\tau_4 P)}$

l'autre $T_{V_\theta V_{\theta_1}} = \frac{1+\tau_8^2 P^2}{(1+2\xi\tau_8 P+\tau_8^2 P^2)}$ (III-11)

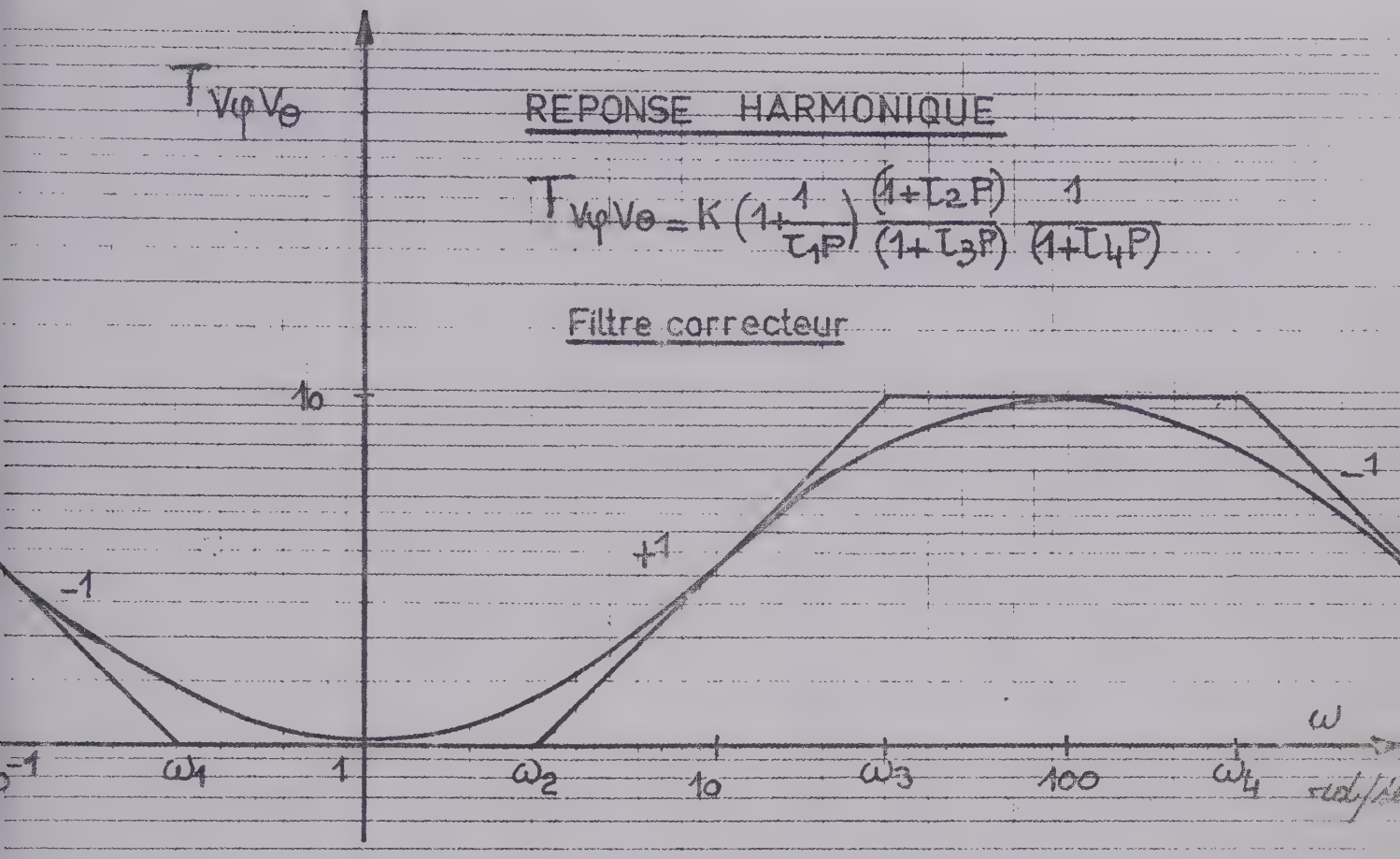
Le premier est destiné à assurer la stabilité de l'asservissement, c'est en fait un filtre P.I.D.

τ_1 destiné au contrôle intégral

τ_2 avance de phase

τ_3, τ_4 limite la bande passante afin de ne pas amplifier inutilement le bruit HF, cause de perte de rendement de l'étage de puissance et risque de saturation en tous cas de diminution inutile de la dynamique d'asservissement

Le filtre $T_{V_\theta V_{\theta_1}}$ est un filtre anti-raisonnant destiné à filtrer l'harmonique deux et les harmoniques d'ordre supérieur de la détection synchrone associée au capteur angulaire des gyros. Cette méthode permet d'avoir un déphasage nettement moins grand, pour une même atténuation, qu'un filtre passe-bas d'ordre 2.



$K = 1$ (provisoirement)

$\omega_1 = 3\,10^{-1}$ rd/sec

$\omega_2 = 3$ rd/sec

$\omega_3 = 30$ rd/sec

$\omega_4 = 300$ rd/sec

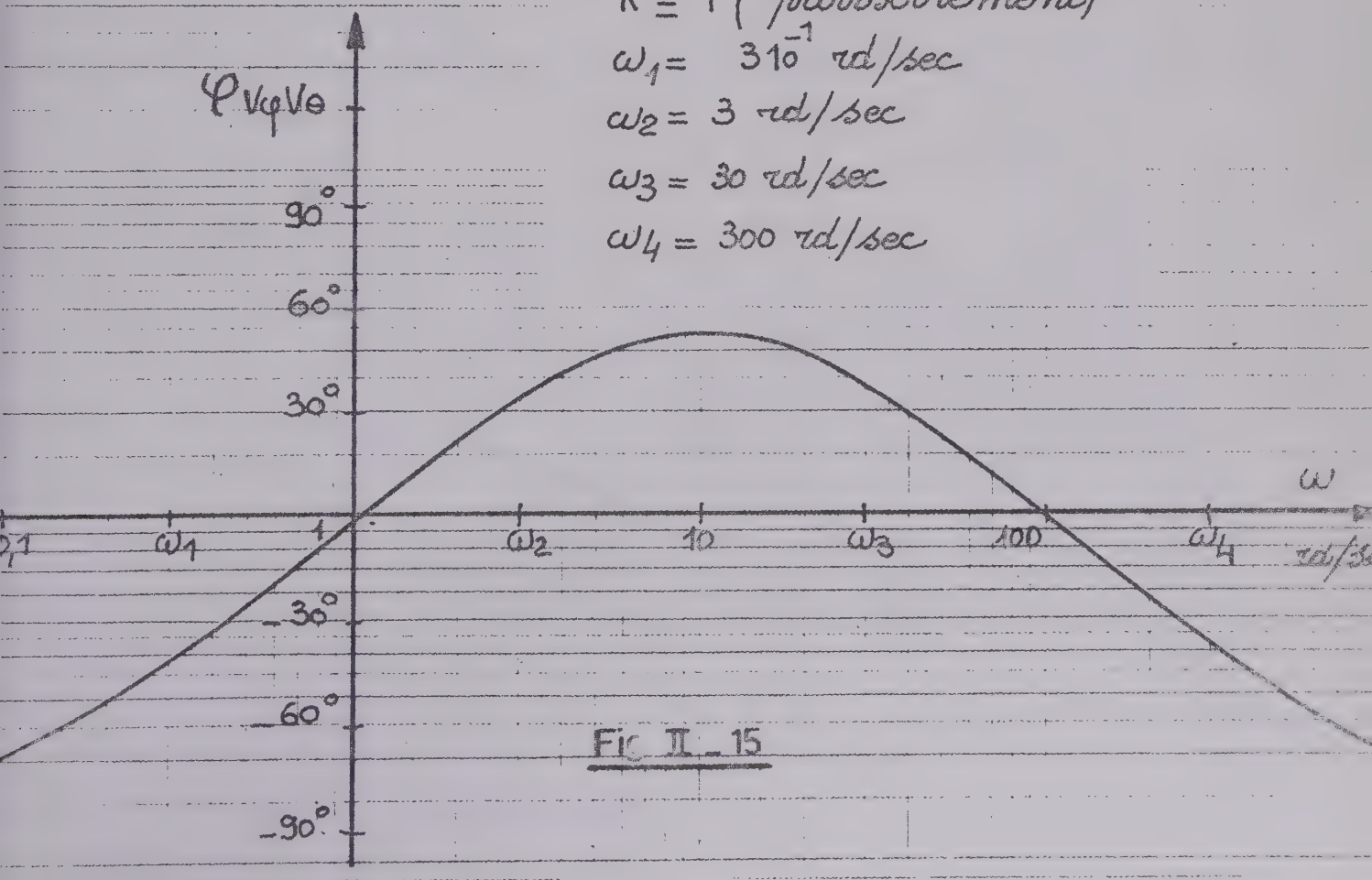


Fig II_15

FILTRE ANTIRESONNANT

$$T_{V_e V_{e1}} = \frac{1 + T_8^2 P^2}{1 + 2\xi_1 T_8 P + T_8^2 P^2} \times \frac{1}{1 + T_g P}$$

$$T_{V_e V_e}(f_8) = 10^{-2} \text{ (en pratique)}$$

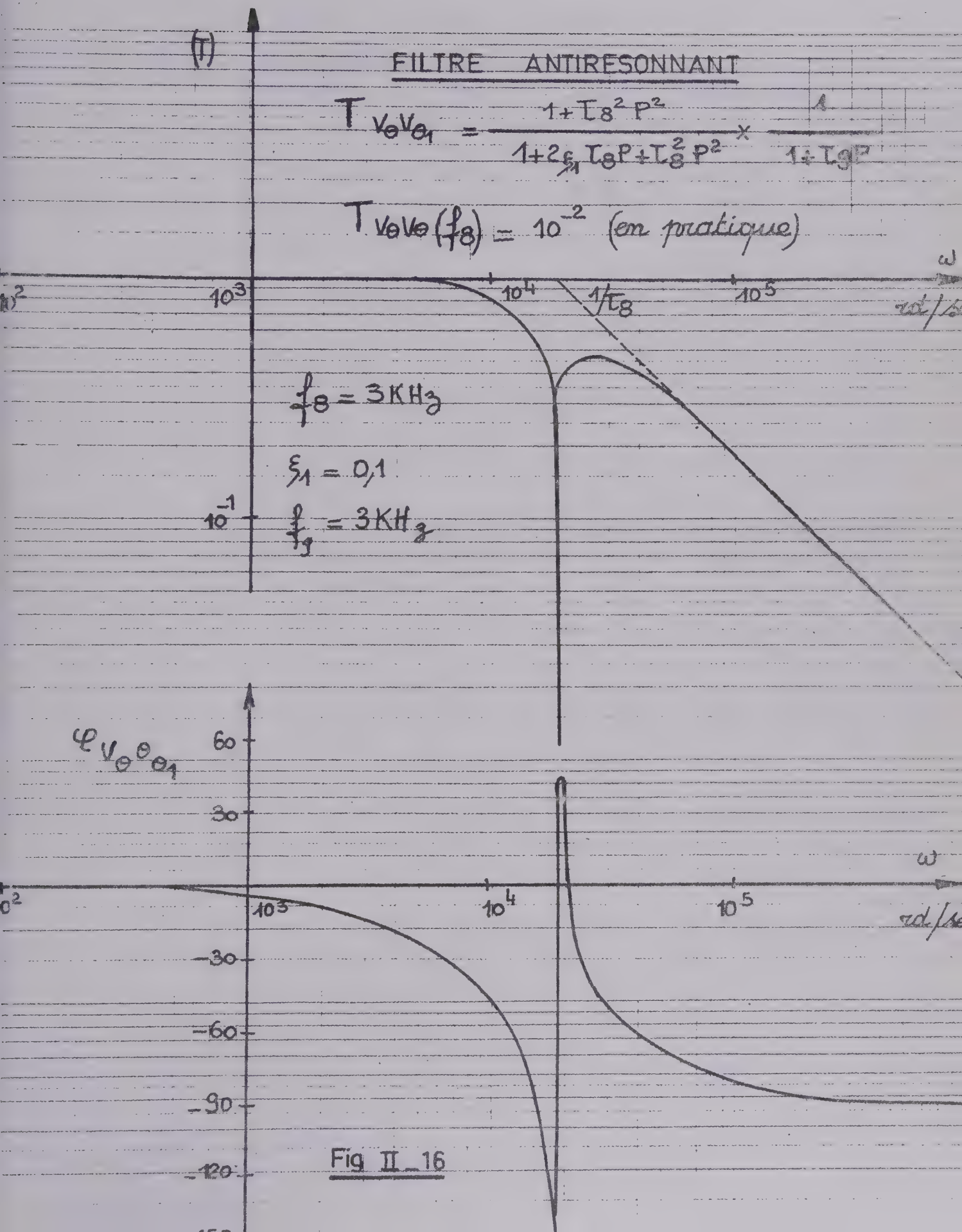


Fig II_16

7. Schéma bloc un axe de la régulation inertielle

En rassemblant les schémas suivants :

1) gyroscope : AN - Fig. I-6, l'inertie J_E étant contenue dans l'inertie du télescope J
2) filtre anti-raisonnant $T_{V_\theta V_{\theta_1}}$ eq. II-7
3) filtre correcteur $T_{V_\varphi V_\theta}$ eq. II-7
4) étage de puissance . Fig. II-13

On obtient le diagramme de l'asservissement inertiel du télescope : Fig. II-19

En négligeant :

1) les butées des gyros, jamais atteintes en fonctionnement normal
2) la réaction mécanique des gyros (négligeable, démonstration ci-après)
3) le filtre anti-raisonnant, nettement hors de la bande passante
4) la force contre-électromotrice du moteur couple (négligeable) - démonstration ci-après -

On obtient un premier diagramme simplifié du télescope : Fig. II-20

De ce diagramme on déduit le diagramme linéaire Fig.II-21, dans lequel nous avons donné une nouvelle présentation de la conversion tension-courant $T_{V_I V_\varphi}$ et $T_{V_A V_\varphi}$ eq. II-7

Pour faciliter certaines considérations suivantes nous en avons déduit un diagramme linéaire modifié , Fig. II-22 . Enfin un tableau § 8 rassemble les différentes valeurs des paramètres.

Il nous reste à démontrer que la réaction mécanique du gyro, aussi bien que la force contre-électromotrice des moteurs couples sont bien négligeables.

Reportons nous à la Fig. II-17 et supposons le système non asservi, nous sommes ramenés au bloc diagramme suivant :

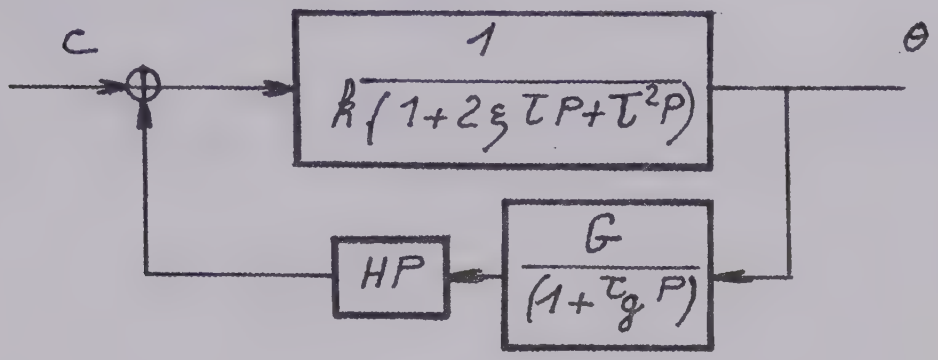


Fig II_17

dans lequel la boucle de retour représente l'influence de la réaction mécanique du gyro

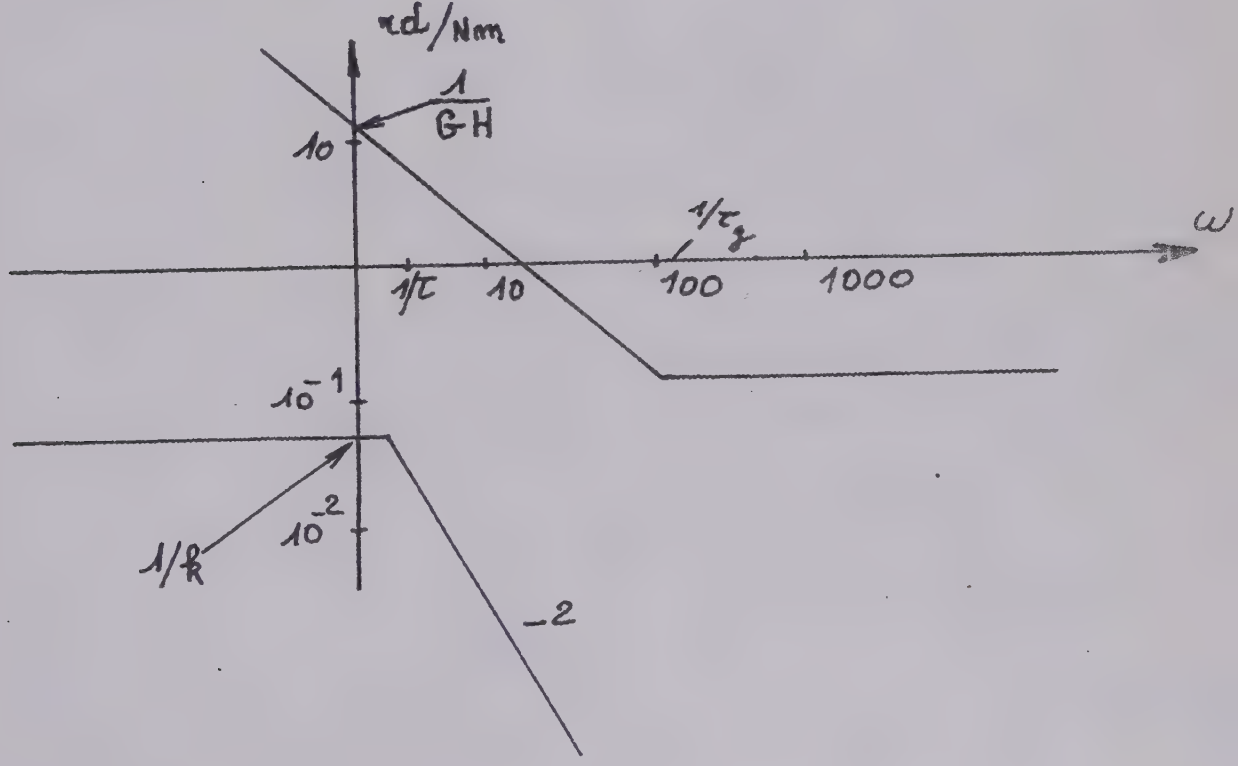


Fig -II·18

Le diagramme assymptotique de la Fig. II-18 montre clairement que la réaction gyroscopique est totalement négligeable.

Examinons maintenant l'influence de la force contre-électromotrice du moteur couple et comparons là à la viscosité f du télescope. Reportons nous à la Fig. II-19.

$$T_{\Gamma\Delta\omega} = TV_I \Delta\omega \frac{k_m}{r}$$

$$\text{eq II-6} \rightarrow \quad TV_I \Delta\omega = \frac{k_E A_3 \tau_5 P}{(1+\tau_5 P)^2}$$

$$A_3 = \frac{r}{r+R}$$

$$T_{\Gamma\Delta\omega} = \frac{k_E k_m \tau_5 P}{r+R\,(1+\tau_5 P)}$$

posons : $f_0 = \frac{k_E k_m}{r+R}$ viscosité en l'absence de source de courant

$$f_{eq} = f_0 \frac{\tau_5 P}{(1+\tau_5 P)}$$

c'est l'équivalent d'une viscosité variable de valeur maximum

$$(f_{eq})_{max} = \frac{f_0}{2}$$

avec f_0 la viscosité électromagnétique du moteur en court-circuit

En introduisant la valeur numérique de la Fig. II-22

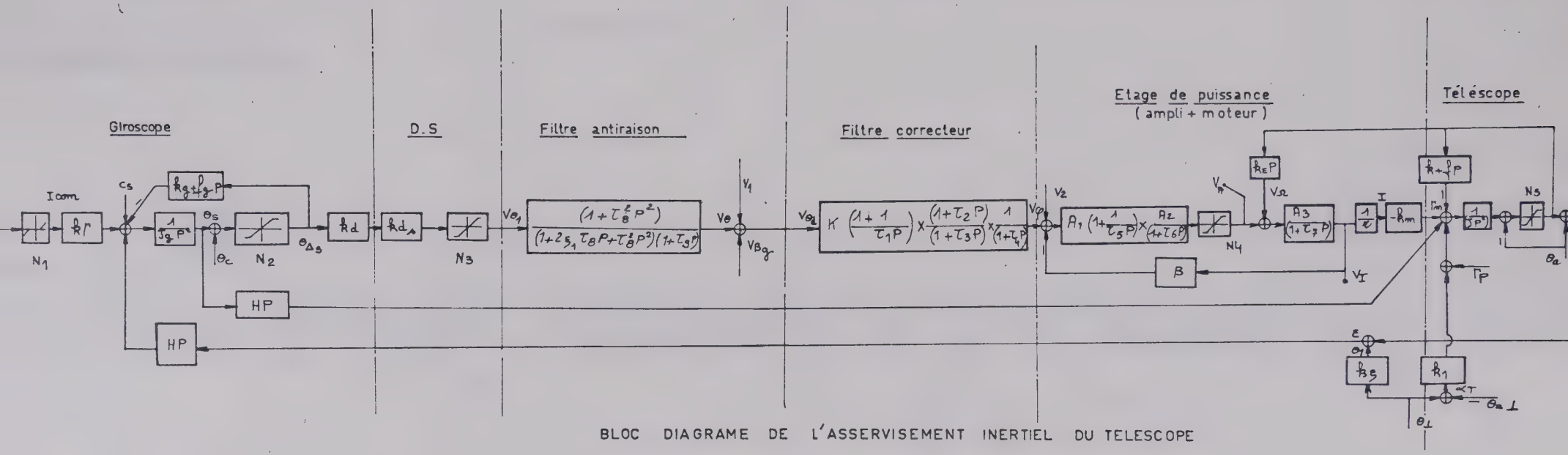
$$f_0 = 3{,}88\,10^{-2} \text{ Nm/rd/sec}$$

$$(f_{eq})_{max} = 1{,}9410^{-2} \text{ Nm/rd/sec}$$

or la viscosité du télescope est de $f = 3{,}32$ N^tm/rd/sec

d'où $(f_{eq})_{max} \lll f$ cqfd

Par la même occasion on vient de démontrer que l'alimentation en courant n'est plus nécessaire.



BLOC DIAGRAME DE L'ASSERVISEMENT INERTIEL DU TELESCOPE

FIG. II-19

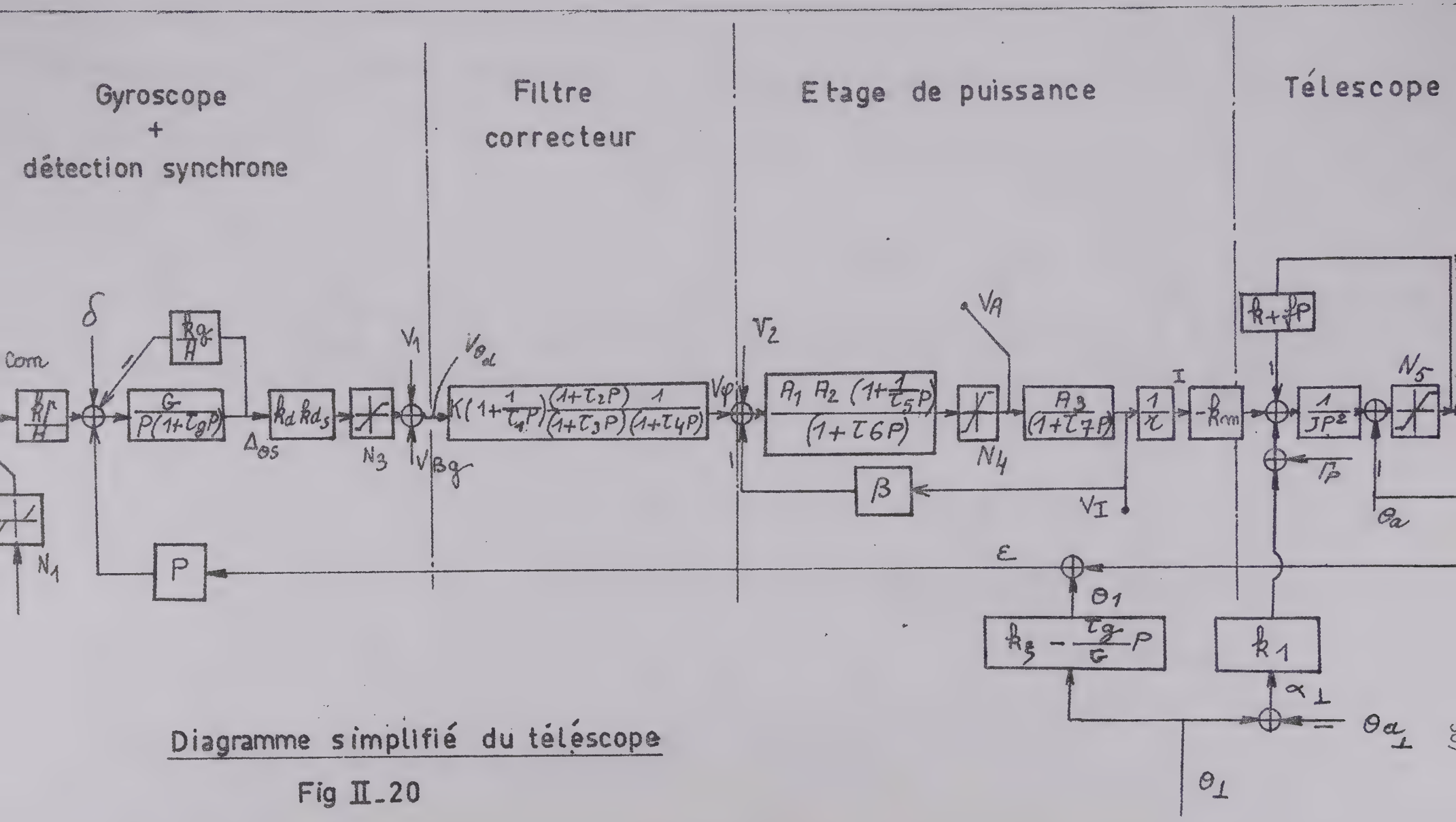


Diagramme simplifié du téléscope

Fig II_20

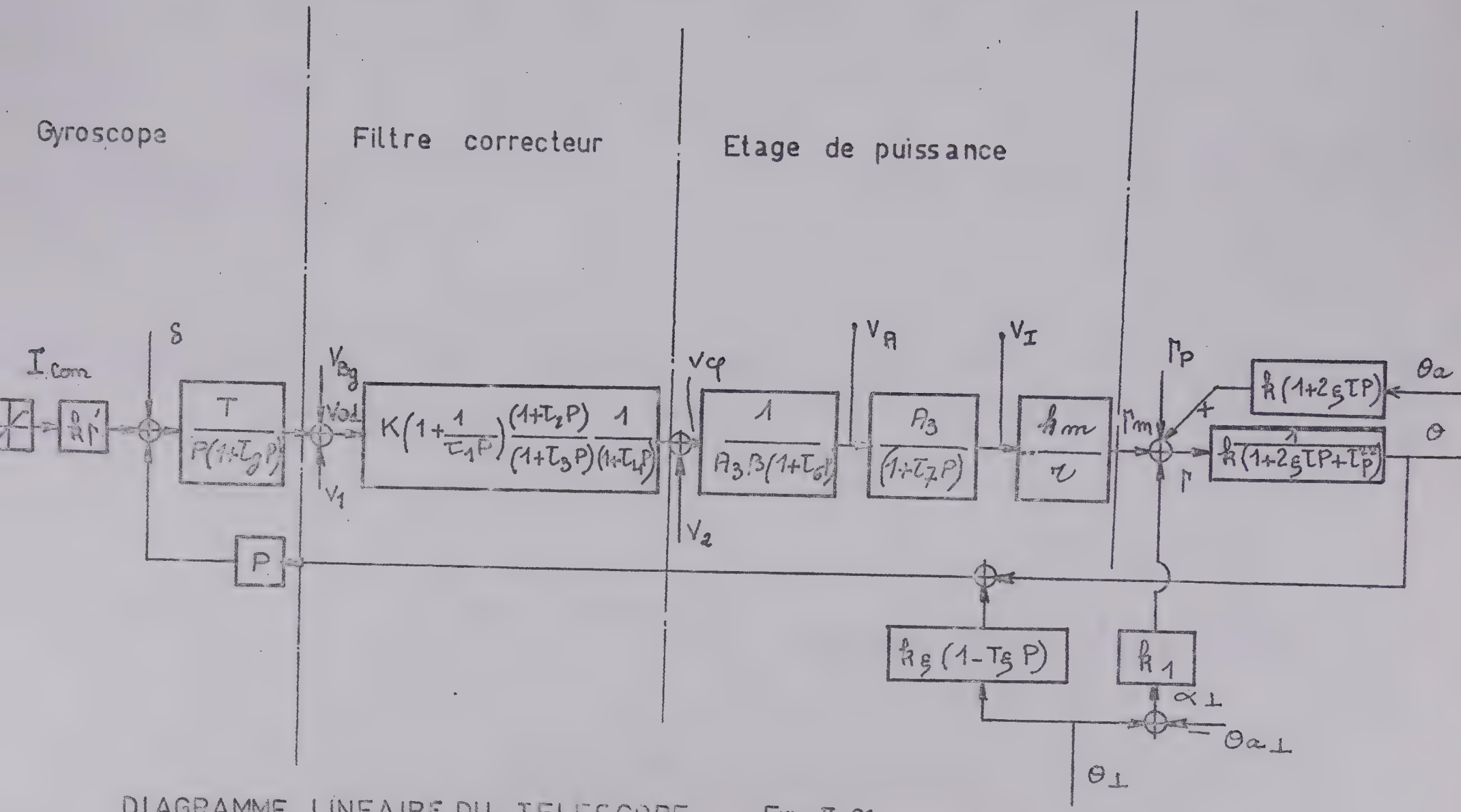


DIAGRAMME LINEAIRE DU TELESCOPE

Fig-II_21

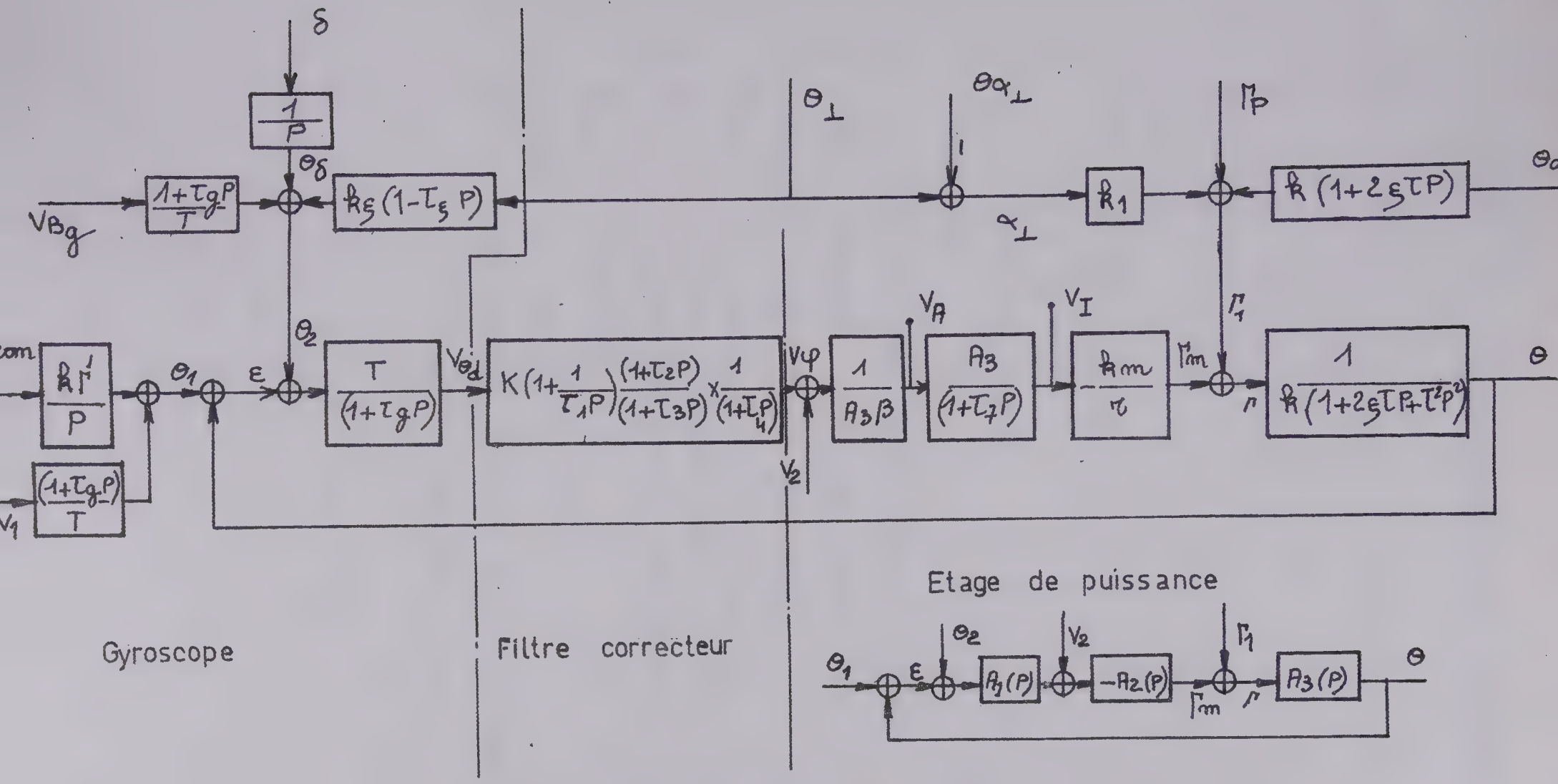


DIAGRAMME LINEAIRE MODIFIE

Fig II_22

8_ Parametres du telescope

$A_1 = 0,26$

$A_2 = 10$

$A_3 = 1/13$

$f = 3,32$ Nm/rd/sec.

$f_g = 0,01$ Nm/rd/sec

$G = 4,98$

$G_0 = 37,1$

$H = 0,01$ kg m^2/sec

$J = 7,64$ kg m^2

$J_g = 2,8\,10^{-5}$ kg m^2

$K = 2,32$

$k = 21,9$ Nm/rd (3,91 kg cm/degré)

$k_1 = 7$ Nm/rd (1,43 kg/degré)

$k_d = 12,6$ Veff/rd (0,22 Veff/°)

$k_E = 0,72$ V/rd/sec (7,14 kg cm/A)

$k_g = \begin{cases} 2,78\,10^{-6} \text{ Nm/rd (pour 10 k}\Omega) \\ 7,84\,10^{-6} \text{ Nm/rd (pour 1,3 k}\Omega) \end{cases}$

$k_{I/V} = 1/470$ A/V

$k_m = 0,7$ Nm/A

$k_s = 5,2$ Nm/rd (0,93 kg cm/degré)

$k_r = 5\,10^{-4} \frac{\text{Nm}}{\text{A}}$ (pour Iex = 5 mA)

$k'_r = \frac{k_r}{H} = 5\,10^{-2}$ rd/sec/A

$k_s = 2,91\,10^{-4}$

$M = 100$ kg

$Q = 3,9$

$Q_u = 8$

$R = 12\,\Omega$

$r = 1\,\Omega$

$T = 2500$ V/rd

$Ta = 5$ sec

$\alpha_\xi = 1'$

$\beta = 5$

$\Gamma_{m\,max} = 1{,}41$ Nm (14,5 kg cm)

$\theta a_{max} = 0{,}3°$

$\theta_\xi = 1'$

$\xi = 0{,}128$

$\xi_1 = 0{,}1$

i	τ_i	ω_i	f_i
	m sec	rd sec	Hz
1	$3{,}33.10^3$	0,3	$4{,}78.10^{-2}$
2	333	3	0,477
3	33,3	30	4,77
4	3,33	300	47,7
5	3	333	53,1
6	0,3	$3{,}33.10^3$	531
7	3	333	53,1
8	$53{,}1.10^{-3}$	$1{,}88.10^4$	3000
9	$53{,}1.10^{-3}$	$1{,}88.10^4$	3000
10	30	33	5,31
τ	590	1,69	0,273
τ'	152	6,59	1,05
τ_g	4,43	225	35,8
τ_T	30	33	5,31
τ_ξ	$1{,}83.10^3$	0,517	$8{,}23.10^{-2}$
τ_μ	50	20	3,18

9. Schéma bloc deux axes de la régulation inertielle

Il faut étudier maintenant l'influence d'un axe sur l'autre en se reportant à la Fig. II-24. La partie supérieure de cette figure représente l'asservissement en tangage, la partie inférieure l'asservissement en lacet. Des fonctions de transfert réunissent les deux asservissements qui caractérisent l'influence d'un asservissement sur l'autre. Le terme $k_\xi + \frac{\tau_g}{G} p$ représente le couplage gyroscopique : k_ξ est un coéfficient qui tient compte de l'erreur d'axe, c'est-à-dire de manque de perpendicularité de l'axe de spin avec les deux axes d'asservissement;

$\frac{\tau_g}{G} p$ représente l'action du carter du gyro sur le flotteur par l'intermédiaire de la viscosité de flottaison: Enfin k_2 est une raideur liant les deux axes dû aux fils électriques ou au soufflet. Cette action n'est d'ailleurs pas purement linéaire.
L'erreur d'axe peut être rendue totalement négligeable, en effet, la perpendicularité peut être assurée à la minute près :

$$\left.\begin{aligned} \theta_T &= k\theta_L \\ k_\xi &= \sin\theta_\xi \\ \theta_\xi &\leq 1\,min \end{aligned}\right\} \quad k_\xi \leq 2{,}91\ 10^{-4}$$

or la réjection est négligeable pour $k_\xi \leq \frac{20'/5}{10} \approx 10^{-3}$

Si l'on veut examiner l'influence du liquide de flottaison on pose :

$$\left.\begin{aligned} T_{\theta_T\theta_L} &= T_\xi(P)\,T(P) \\ T_\xi(P) &= k_\xi - \frac{\tau_g}{G} P = k_\xi(1-\tau_\xi P) \\ \tau_\xi &= \frac{\tau_g}{k_\xi G} \\ T(P) &= \frac{1}{1+2\xi_w \tau_w P + \tau_w^2 P^2} \\ (T_{\theta_T\theta_L})_{max} &= \frac{\tau_g\,\theta_w}{G\,\tau_w} \end{aligned}\right\} \quad \text{II-12}$$

$Q_\mu = 8$

$\omega_\mu = 20$ rd / sec

$G = 4,38$

$\tau_g = 4,43$ ms

d'où $(T_{\theta_T \theta_L})_{max} = 0,14$

exemple : pour $(\theta_T)_{max} = \frac{20''}{5} \rightarrow (\theta_L)_{max} = 28''$

Le liquide de flottaison ne rend plus les axes tout à fait indépendants, mais leur liaison est faible et totalement négligeable en régulation.

Reste à examiner l'influence de la raideur mécanique du télescope k_1

$(T\theta_T \theta_L)_{max} = k_1 (T\theta\Gamma)_{max}$

$k_1 = 8$ Nm/rd

$(T\theta\Gamma)_{max} = 1,23.10^{-3}$

$T_{\theta_T \theta_L} = 9,8\ 10^{-3}$

supérieur à 10^{-3} n'est donc pas tout à fait négligeable !

En résumé le couplage d'un axe sur l'autre , négligeable en régulation, ne l'est pas tout à fait en asservissement.
Les projets futurs diront s'il faut en tenir compte ou non.

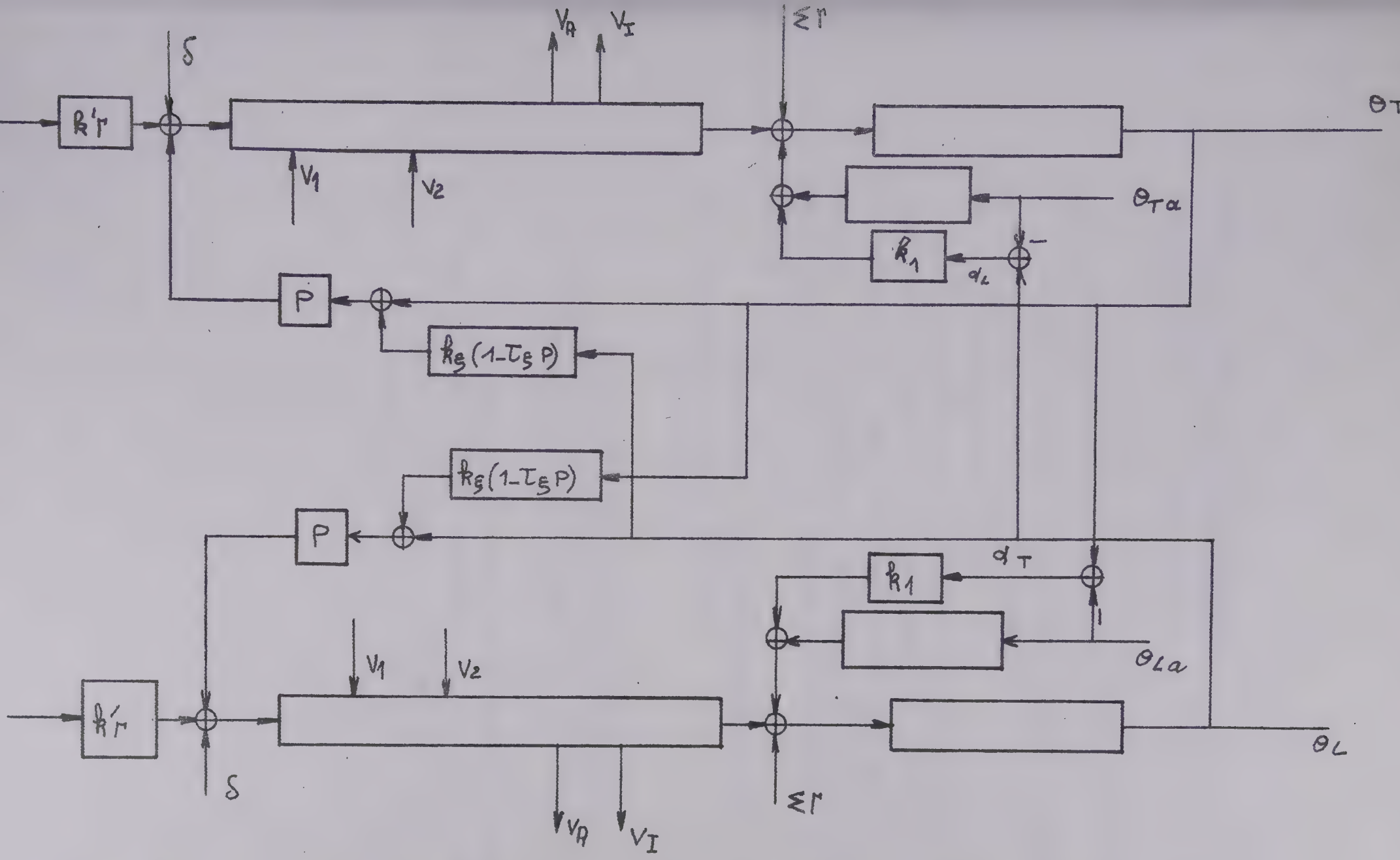


Fig-II-24 SCHEMA BLOC DEUX AXES DE L'ASSERVISSEMENT INERTIEL

CHAPITRE III - REPONSE HARMONIQUE DU SYSTEME

1. Stabilité et réponse à retour unitaire

L'étude de la réponse du système ne se fera qu'en faisant appel au diagramme simplifié de la Fig. II-21 ou 22.

Les Figs III-1 et III-2 constituent la réponse harmonique en boucle ouverte du télescope duquel on déduit :

- le gain statique : $G_o = 35$

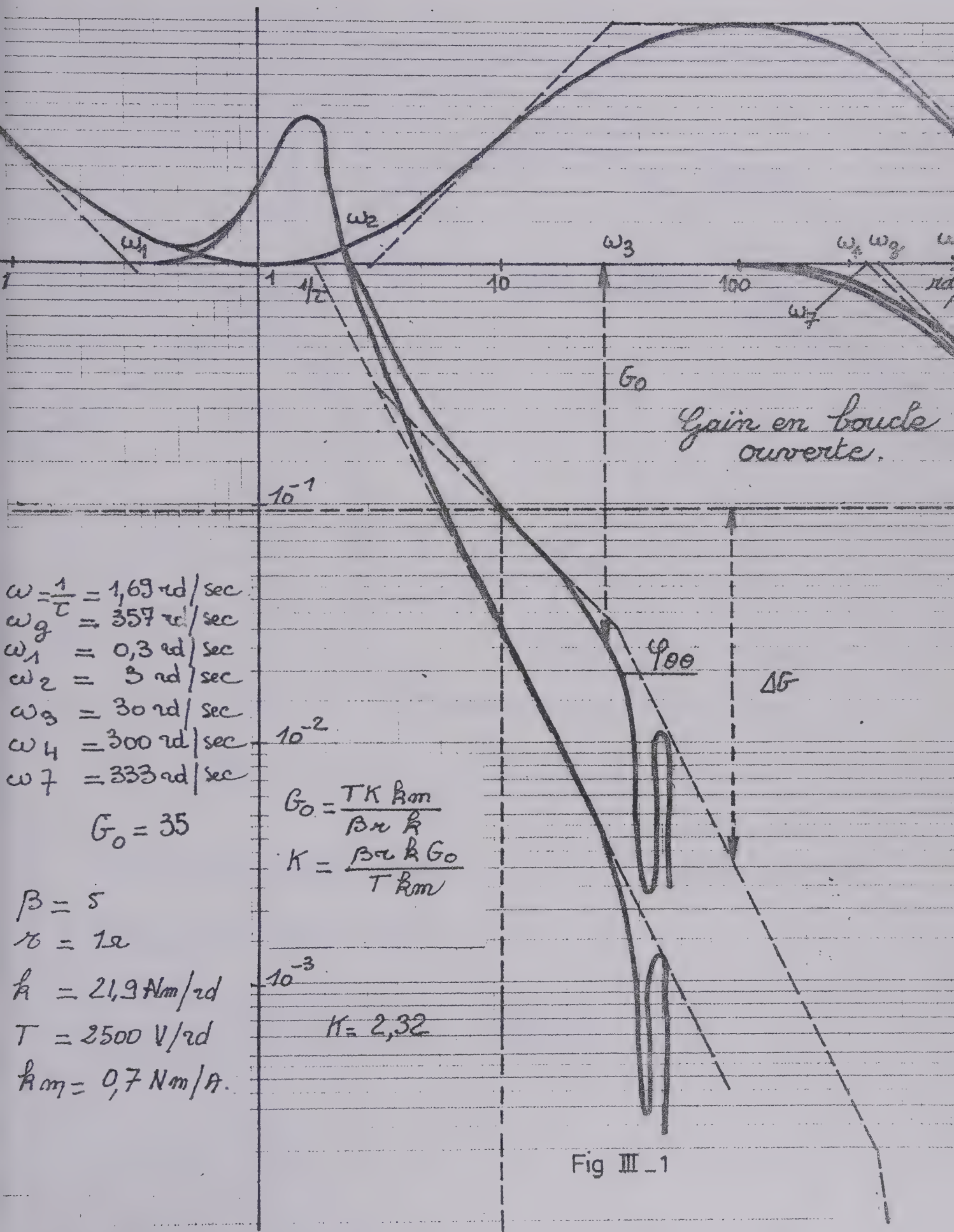
- la nécessité d'utiliser la source de courant non plus pour annuler l'effet de la force électromotrice due aux mouvements de l'avion, négligeable comme nous l'avons démontré, mais pour élargir au maximum la bande passante, donc améliorer la stabilité. La bande passante restera limitée par la constante de temps électrique due au moteur couple (τ_7 = 3ms)

- la marge de gain : 28, relativement faible, dû à la raisonnance mécanique de nature non linéaire

- la marge de phase : 54°

De l'abaque de Nychols (Fig.III-3) nous déduisons la réponse harmonique du télescope à retour unitaire T(P) Fig. III-4. La Fig. III-5 en est le tracé expérimental.

La suroscillation réelle est plus grande que celle déduite théoriquement car nous n'avons pratiquement pas pu élargir la bande passante de la source de courant pour des problèmes de bruit. Un gyromètre d'amortissement constituerait la solution théorique mais il est trop cher pour le bénéfice que l'on peut tirer vu la suroscillation de nature non linéaire.



$\omega = \frac{1}{\tau} = 1{,}69$ rd/sec
$\omega_g = 357$ rd/sec
$\omega_1 = 0{,}3$ rd/sec
$\omega_2 = 3$ rd/sec
$\omega_3 = 30$ rd/sec
$\omega_4 = 300$ rd/sec
$\omega_7 = 333$ rd/sec

$G_0 = 35$

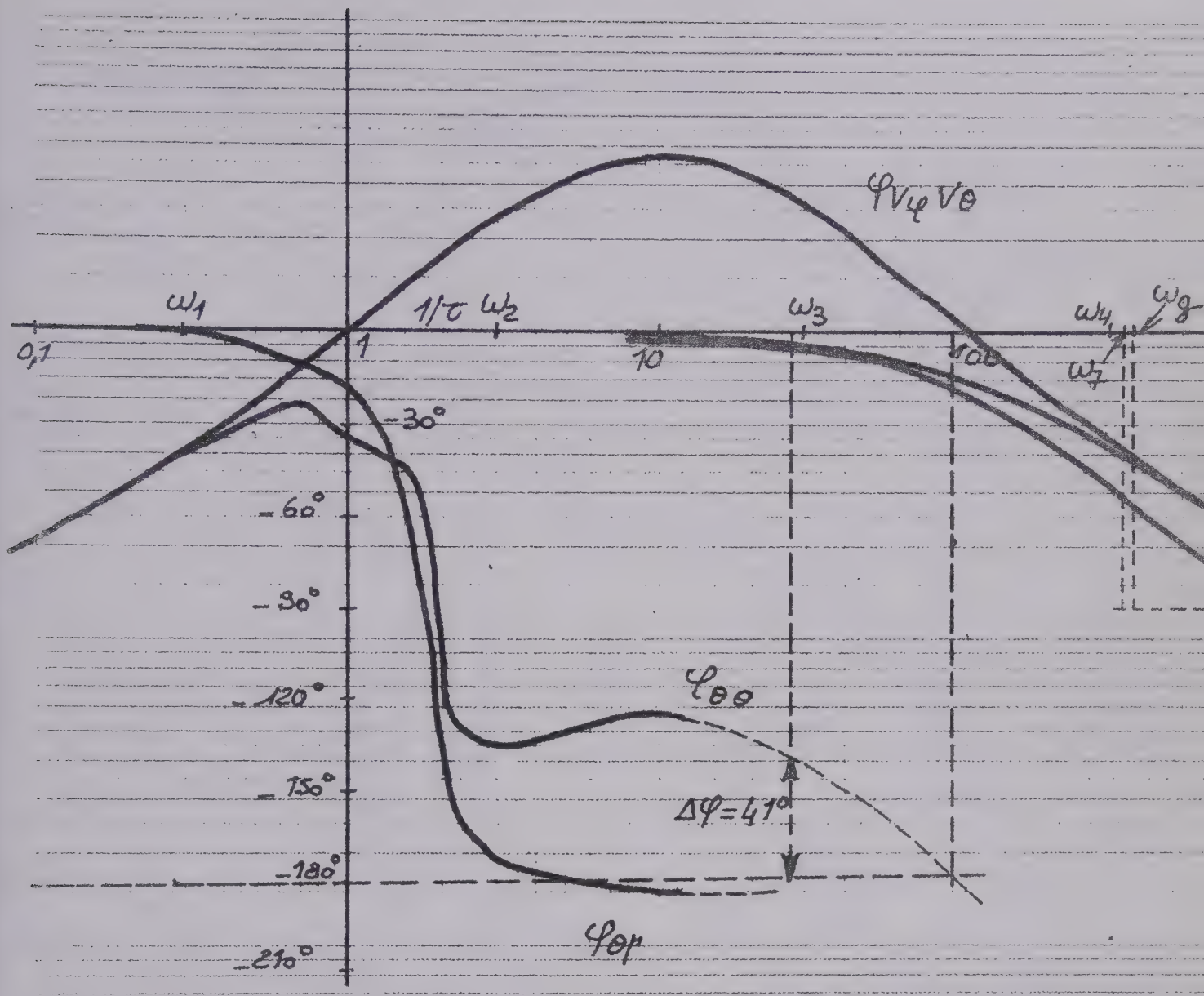
$\beta = 5$
$r = 1\,\Omega$
$k = 21{,}9$ Nm/rd
$T = 2500$ V/rd
$k_m = 0{,}7$ Nm/A.

$G_0 = \frac{TK k_m}{\beta r k}$

$K = \frac{\beta r k G_0}{T k_m}$

$K = 2{,}32$

Fig III_1

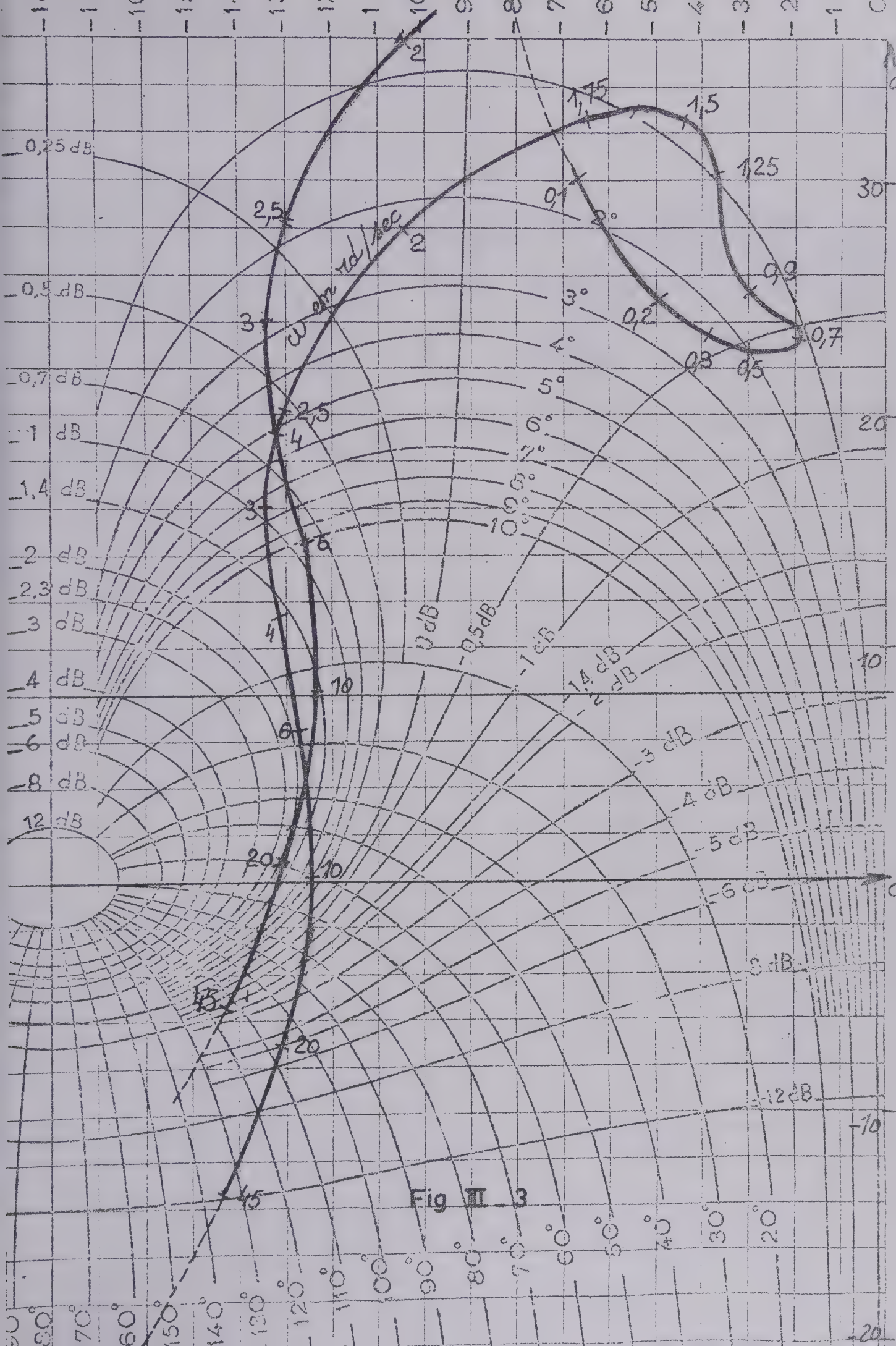


Phase en boucle ouverte

Marge de gain 28 db

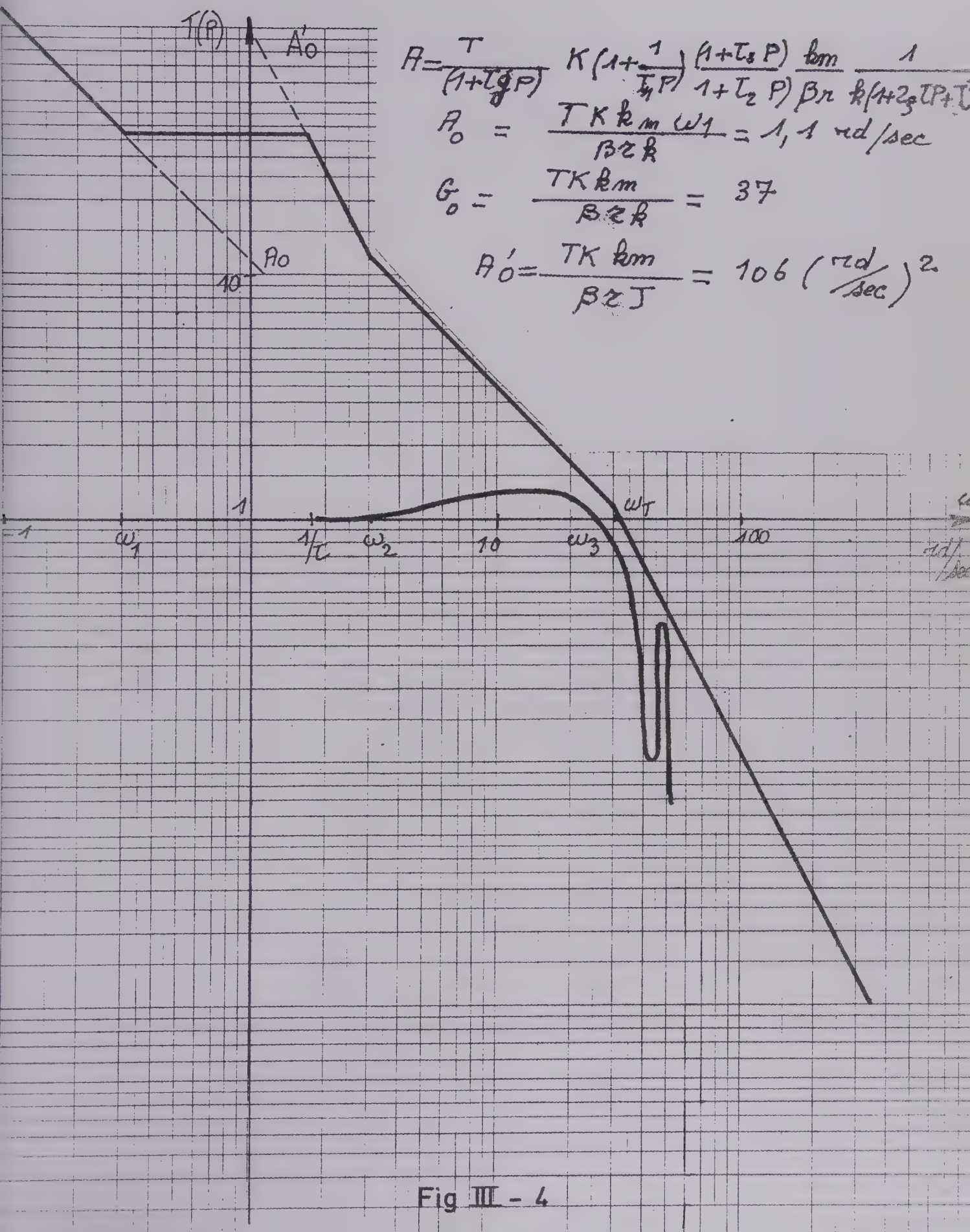
Marge de phase 54°

Fig - III - 2



0,25 dB
0,5 dB
0,7 dB
1 dB
1,4 dB
2 dB
2,3 dB
3 dB
4 dB
5 dB
6 dB
8 dB
12 dB
ω en rd/sec
0 dB
-0,5 dB
-1 dB
-1,4 dB
-2 dB
-3 dB
-4 dB
-5 dB
-6 dB
-8 dB
-12 dB
1,75
1,5
1,25
0,9
0,7
0,5
0,3
0,2
0,1
2°
3°
4°
5°
6°
7°
8°
9°
10°

Fig III_3



$$A = \frac{T}{(1+T_3 P)} K\left(1+\frac{1}{T_4 P}\right) \frac{(1+T_5 P)}{1+T_2 P} \frac{k_m}{\beta_r} \frac{1}{k(1+2\xi_3 T P + T^2 P^2)}$$

$$A_o = \frac{T K k_m \omega_1}{\beta_z k} = 1{,}1 \text{ rad/sec}$$

$$G_o = \frac{T K k_m}{\beta_z k} = 37$$

$$A'_o = \frac{T K k_m}{\beta_z J} = 106 \left(\frac{\text{rad}}{\text{sec}}\right)^2$$

Fig III - 4

Fonction de transfert du
Telescope en asservissement
(expérimentale)

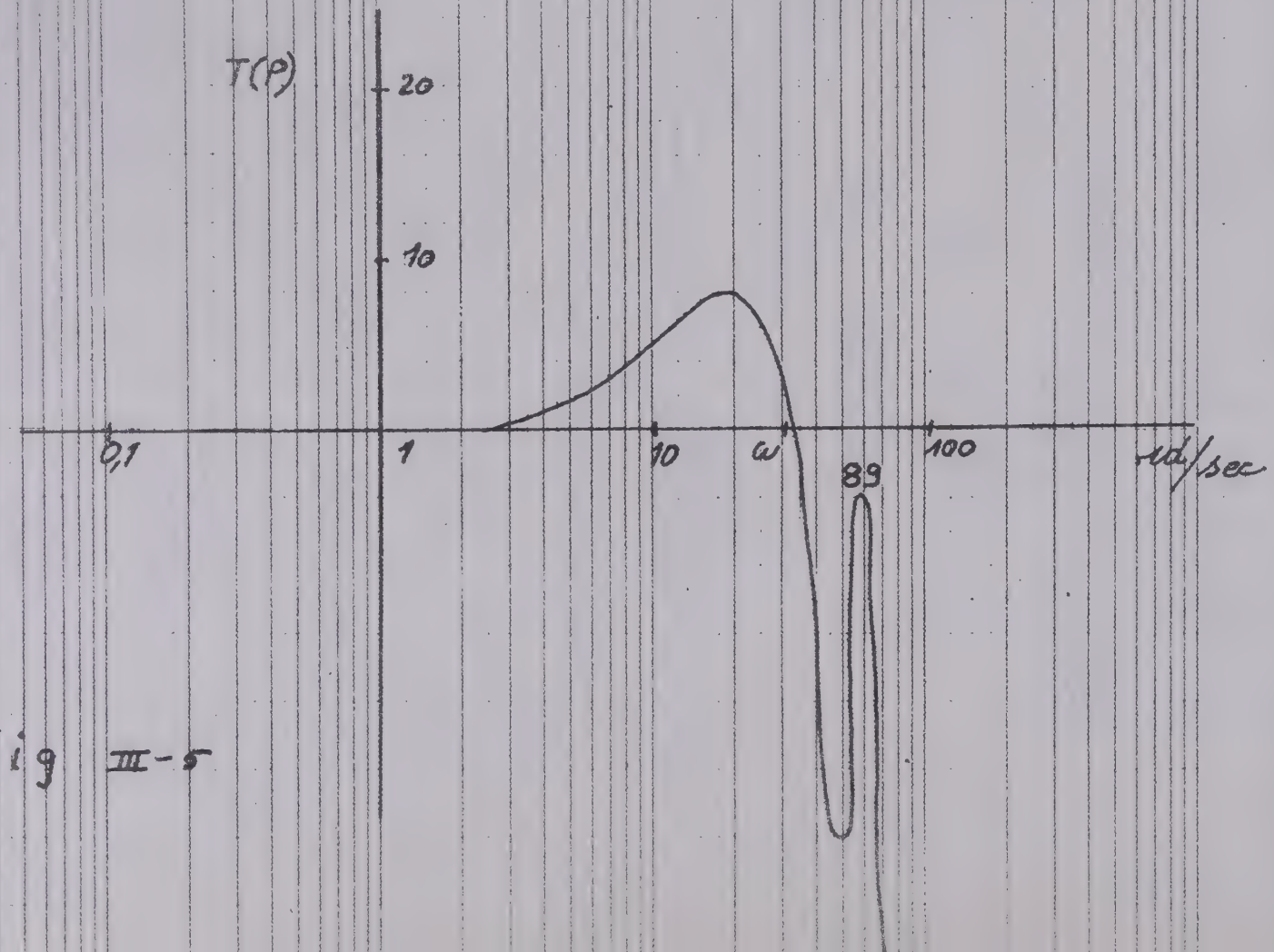


fig III-5

2. Equation générale

Des diagrammes Figs. II-21 et 22 et des explications qui suivent chapitre III-3 , p. 69 : Interprétation

2-1. En boucle ouverte (eq.III-2-1)

posons $T_0(P) = \dfrac{1}{1+2\xi\tau p+\tau^2 p^2} = k A_2(P)$

$$T_\varphi(P) = \left(1+\frac{1}{\tau_1 P}\right)\frac{(1+\tau_2 P)}{(1+\tau_3 P)}$$

$$T_{HF}(P) = \frac{1}{(1+\tau_4 P)(1+\tau_7 P)(1+\tau_8 P)}$$

$$G_0 = \frac{T K k_m}{B v k}$$

$$T_{ii} = G_0 T_\varphi T_{HF} T_0$$

2-2. En boucle fermée (éq. III-2-2)

posons:

$$T(P) = \begin{cases} \dfrac{T_{ii}(P)}{1+T_{ii}(P)} \\ T_s(P) T_{HP}(P) \end{cases}$$

$$T_\varepsilon(P) = \frac{1}{1+T_{ii}(P)}$$

on déduit: Fig.III-6et7

$$T_s(P) = \frac{1}{1+2\xi_T\tau_T+\tau_T^2 P^2}$$

$$T_{\theta r_p} = \frac{T_s(P)}{k G_0 T_\varphi(P)}$$

$$T_{r_m a_1} = \frac{k T(P)}{T_0(P)}$$

2- 3/Les entrées :

$$\left.\begin{aligned} \theta_1 &= \frac{k'_r}{p} I_{com} + \frac{(1+\tau_g P)}{T} V_1 \\ \theta_2 &= \theta_\delta + k_\varepsilon (1-\tau_\varepsilon P)\theta_\perp + \frac{(1+\tau_g P)}{T} V_1 \\ \Gamma_1 &= \Gamma_p + k(1+2\xi\tau P)\theta_a + k_1 \theta_\perp \end{aligned}\right\} \quad (III-1)$$

2-3-1. En régulation

$$\theta_1 = \theta_\perp = 0$$

$$\theta_1 = 0$$
$$\theta_2 = \theta_\delta + \frac{1+\tau_g P}{T} V_1$$
$$\Gamma_1 = \Gamma_p + k(1+2\xi\tau P)\theta_a$$

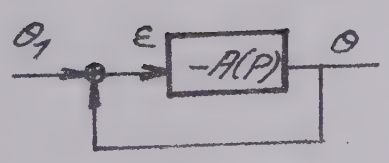
2-3-2. En asservissement

$$\theta_\delta = V_1 = \Gamma_p = \theta_a = 0$$
$$\theta_1 = \frac{k'_r}{p} I_{com} + \frac{(1+\tau_g P)}{T} V_1$$
$$\theta_2 = \frac{\tau_g}{\tau_\varepsilon} \theta_\perp$$
$$\Gamma_1 = k_1 \theta_\perp$$

2- 4/ Réponse harmonique

2-4-1. 1emme

A)



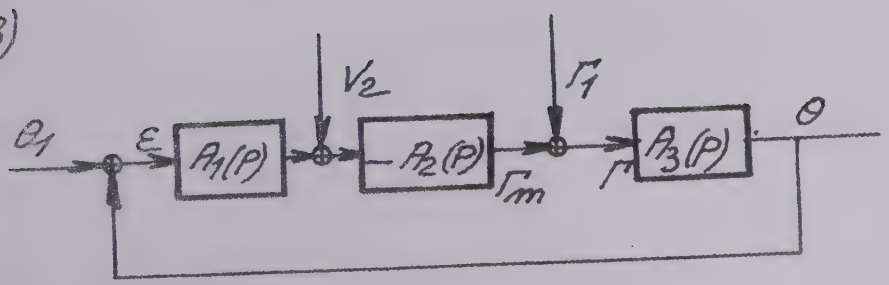
$$\varepsilon = \theta_1 + \theta$$
$$\varepsilon = \theta_1 - A(P)\varepsilon$$
$$\varepsilon = \frac{\theta_1}{1+A(P)}$$

$$\boxed{\varepsilon = T_\varepsilon(P)\theta_1 \qquad T_\varepsilon(P) = \frac{1}{1+A(P)}}$$

$$\theta = -A(P)\varepsilon$$
$$= -A(P)T_\varepsilon(P)\theta_1$$

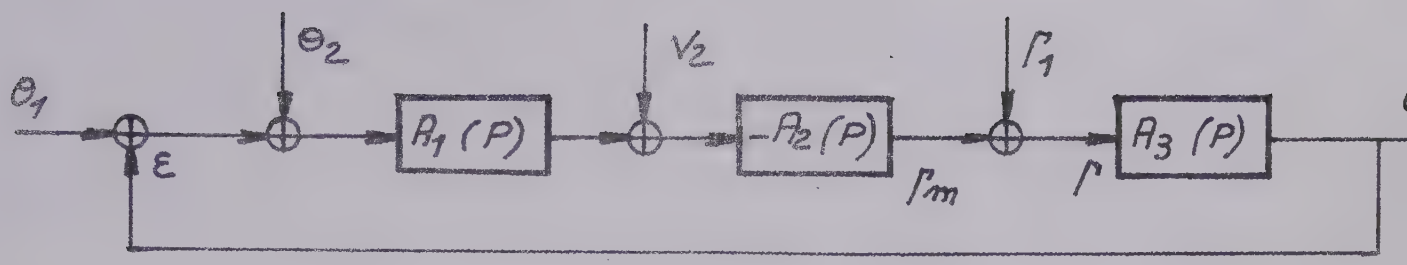
$$\boxed{\theta = -T(P)\theta_1 \qquad T(P) = \frac{A(P)}{1+A(P)} \qquad T(P) = A(P)T_\varepsilon(P)}$$

3)



posons : $A(P) = A_1(P)\,A_2(P)A_3(P)$

2-4-2. Equation du système



$$\text{II-2}\begin{cases} \Theta = -T(P)(\theta_1+\theta_2)+T_{\theta\Gamma_1}(P)[\Gamma_1-A_2(P)V_2] = -T(P)(\theta_1+\theta_2)+A_3(P)T_\varepsilon(P)[\Gamma_1-A_2(P)V_2] \\ \Gamma_m = T_{\Gamma m}\theta_1(P)(\theta_1+\theta_2)-A_2(P)T_\varepsilon(P)V_2-T(P)\Gamma_1 = -\left[T(P)\left(\frac{\theta_1+\theta_2}{A_3(P)}+\Gamma_1\right)+A_2(P)T_\varepsilon(P)V_2\right] \\ \varepsilon = T_\varepsilon(P)\theta_1-T(P)\theta_2+T_{\theta\Gamma_1}(P)[\Gamma_1-A_2(P)V_2] = -T(P)\theta_2+T_\varepsilon(P)[\theta_1+A_3(P)(\Gamma_1-A_2(P)V_2)] \end{cases}$$

reportons nous à la Fig. II-22

$$\left.\begin{aligned} A_2(P) &= \frac{k_m}{\beta_r(1+\tau_7 P)} \\ A_3(P) &= T_{\theta r}(P) = \frac{1}{k(1+2\xi\tau P+\tau^2P^2)} \\ V_A &= -\frac{\tau}{A_3 k_m}(1+\tau_7 P)\Gamma_m \\ V_\theta &= \frac{T}{(1+\tau_g P)}\varepsilon \end{aligned}\right\} \text{III-3}$$

rd/Nm
Tθ r1
T(P)
Tξ
ω1
ωξ
1/τ
ω2
ω'
10
ω3
ωT
100
ω4 ωq
ω7
ω
rd/sec
TE(P)
1/J
10^-1
1/R
T(P)
10^-2
Tθ r
-5
10^-3
Tθ r1

Fig - III - 6

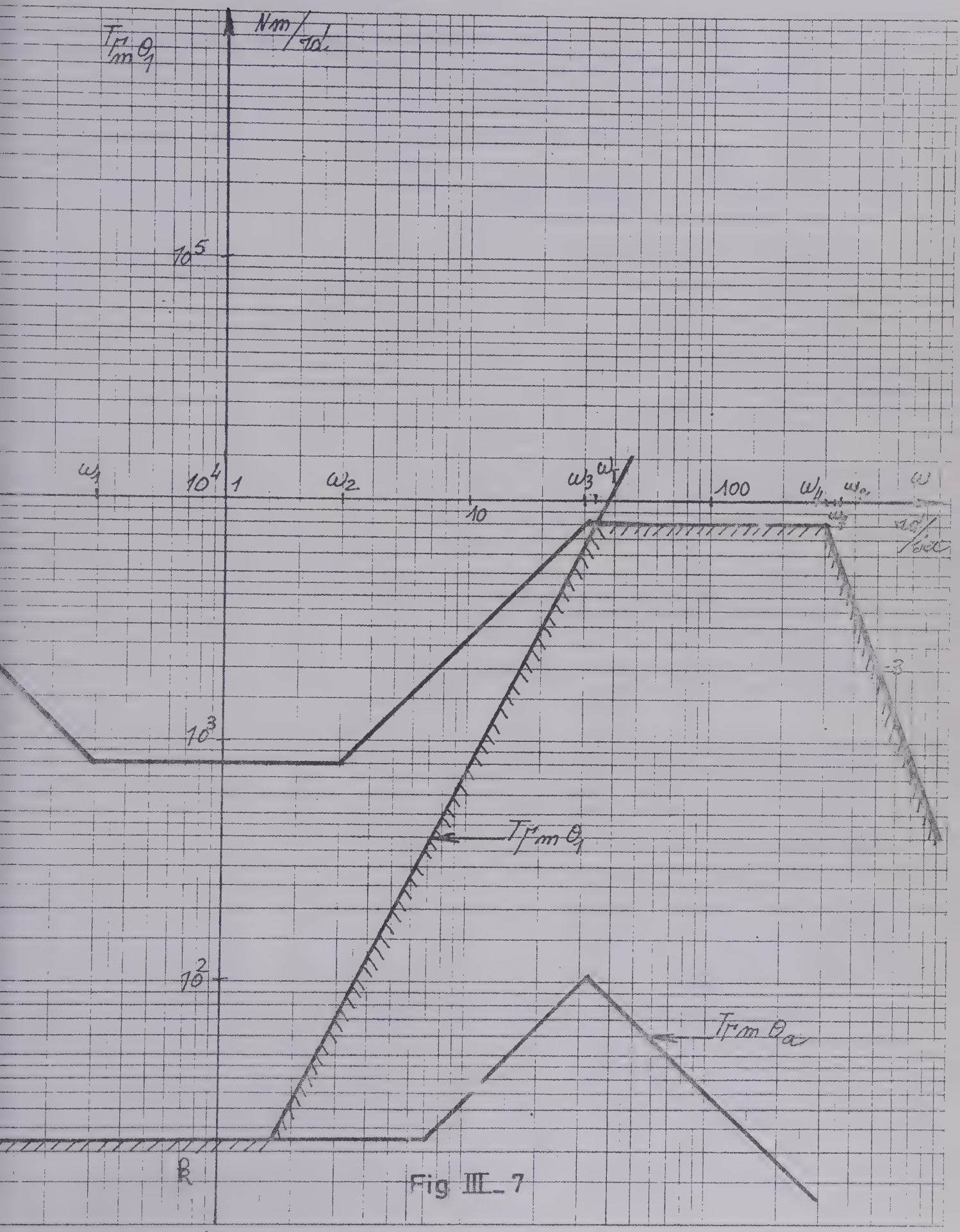

$T_{rm\,\theta_1}$
Nm/rad
10^5
10^4
1
ω_1
ω_2
10
ω_3
ω_4
100
ω_5
ω_6
ω
rad/sec
10^3
-3
$T_{rm\,\theta_1}$
10^2
$T_{rm\,\theta_a}$
R

Fig III_7

3. Interprétation

3.1. En boucle ouverte

$T_o(P)$ fonction de transfert du télescope de raideur unitaire

$T\varphi(P)$ correcteur de phase

$T_{HF}(P)$ filtre haute fréquence, contient la constante de temps du gyro

G_o gain statique en boucle ouverte

T_{ii} fonction de transfert en boucle ouverte

3.2. En boucle fermée

$T(P)$ réponse à retour unitaire

$T_\varepsilon(P)$ fonction de transfert de l'erreur en asservissement

$T_s(P)$ réponse à retour unitaire simplifiée, on néglige

$T_{\theta\Gamma_1}$ et $T_{\Gamma m \theta_1}$ fonction de transfert en boucle fermée, le premier indice indique la sortie le second l'entrée

3.3. Les entrées

θ_1 montre que le courant de commance commande le télescope en vitesse, cas particulièrement intéressant pour le pilotage

θ_2 représente les perturbations angulaires

- δ la dérive impose une vitesse exprimée en °/h
- k_ε l'erreur d'axe, c.&.d. le manque de perpendicularité de l'axe de spin avec les axes d'asservissement, entraine un couplage d'un axe sur l'autre
- $T_\varepsilon P$ est aussi un couplage de nature gyroscopique du à la viscosité du liquide de flottaison
- V_1 permet d'étudier l'influence du bruit du gyro (voir du capteur angulaire) il peut aussi être considéré comme entrée principale d'asservissement

Γ_1 représente les couples perturbateurs

- ΓP l'ensemble du couple directement appliqué sur le télescope
- θa traduit l'influence du mouvement angulaire de l'avion
- k_1 couplage d'un axe sur l'autre de nature mécanique inérant au télescope

3.3.1. en régulation : on remarque que le mouvement angulaire de l'avion n'est pas négligeable

3.3.2. en asservissement : on remarque que la raideur couple d'une façon non négligeable les deux axe

Le gyro peut également provoquer un tel couplage

3.4. Réponse harmonique

- dans la bande passante le télescope suit rigoureusement θ_1 et θ_2 notamment en régulation le télescope suit la dérive ; δ se déduit donc du mouvement du télescope

- $T_{\theta\Gamma_1}$ Fig. III-6 montre que vis à vis des couples perturbateur le télescope se comporte grossièrement comme un raisonneur fortement amorti

- Γ_m éq. III 2
  $T(P)$ montre que dans la bande passante le couple moteur est égal au couple perturbateur Γ_1 et à cela il faut ajouter l'influence de $T_{\Gamma_m\theta_1}$ Fig. III-7 montrant l'influence des fréquences élevées (baisse de rendement et saturation du moteur)

- ε éq. III-2

  $T_\varepsilon(P)$ montre que pour $\omega > \omega_T$ (pulsation de transition) le télescope ne suit plus en asservissement

  $T(P)$ montre que θ_2 (perturbation angulaire) n'agit que dans la bande passante

  $T_{\theta\Gamma_1}$ montre l'erreur due au couple perturbateur Γ_1 suit la même loi en raisonnateur

- V_A éq. III-3

  la tension de l'ampli se comporte d'une façon très comparable à Γ_m

- V_θ éq. III-3

  la tension en sortie du gyro est bien l'image des erreurs de dépointage

CHAPITRE IV - LES PERTURBATIONS

Examinons successivement les perturbations angulaires représentées par θ_2 et les couples perturbateurs représentés par Γ_1 .

1. Perturbations angulaires

Rappelons : $$\theta_2 = \theta_\delta + k_\xi (1-\tau_\xi P)\,\theta_1 + \frac{(1+\tau_g P)}{T} V_{B_g} \qquad (III-1)$$

- δ la dérive du gyro, le télescope suivant rigoureusement celle-ci, il faut choisir un gyro tel que sa dérive aléatoire en valeur effective soit $(\delta_a)_{RMS} < 1°/h$

Rappelons que $\delta = \frac{C_\delta}{H}$ $\qquad C_\delta = C_f + C_b + C_o + C_\beta + C_{an}$ (IV-2)

- C_7 couple de frottement entre le flotteur et le carter
- C_b couple de balourd, il rend le gyro sensible à l'accélération et notamment à $\vec{g}$
- C_o couple constant
- C_β couple dû au champ magnétique extérieur
- C_{an} couple aniso-élastique

- k_ξ l'erreur d'axe $k_\xi = \sin\theta_\xi$, $\theta_\xi = 1'$ $\Big\}$ $k_\xi = 291.10^{-6}$ (IV-3)

ω_ξ=0,518 rd/sec dû à la viscosité du flotteur demande à être vérifié expérimentalement avant de déclarer que son influence soit tout à fait négligeable. On voit notamment qu'il y a intérêt d'avoir un gyro à grand gain : $$\omega_\xi = \frac{k_\xi G}{\tau_g} \qquad (III-4)$$

- V_{B_g} est une source de bruit en provenance du gyro de nature électrique et mécanique. Acet effet, des essais expérimentaux seront également nécessaires. Elle peut être la cause de saturation de l'ampli de puissance et par là diminuer la dynamique d'asservissement c'est-à-dire finalement la raideur d'asservissement et diminuer la stabilité voir même déstabiliser

2. Couples perturbateurs

Rappelons : $\Gamma_1 = \Gamma_p + k(1+2\xi(p))\theta_a + k_1\theta_L$

avec $\Gamma_p = \Gamma_f + \Gamma_g + \Gamma_e + \Gamma_b + \Gamma_a + \Gamma_o + \Gamma_{\Delta p}$

$\theta_a = (\theta_{R_a}$ ou $\theta_{L_a})$ } (IV-5)

Γ_f couple de frottement dû notamment au roulement, augmenté avec le poids, c'est dire qu'il y a intérêt à avoir le télescope le plus léger possible et d'utiliser les meilleurs roulements. Les fils électriques entraînent également du frottement.

$\Gamma_g = HP\theta_S$ négligeable voir ch.II-7

Γ_e couple perturbateur dû à l'expérience scientifique : des pièces en mouvement peuvent engendrer des couples perturbateurs par effet d'inertie, par effet gyroscopique, par augmentation du balourd ou par manque de rigidité.
Ex. les moteurs en rotation, l'évaporation de l'hélium, le mouvement de l'hélium.....

Γ_b couple dû au balourd du télescope
Lorsque le centre de gravité du télescope ne se confond plus avec le centre de rotation un couple de balourd apparaît (voir annexe balourd du télescope)

(III-6)

$$\Gamma_{b_T} = a_{20} + a_{22}\theta_T + Mg(y\gamma_z - z\gamma_y)$$

$$\Gamma_{b_L} = a_{30} + a_{31}\theta_R + a_{32}\theta_T + a_{33}\theta_L + Mg(x\gamma_z - z\gamma_x)$$

$$\theta_R = \theta_{L_a}\sin\theta_{T_o} - \theta_{T_o}\cos\theta_{T_o}$$

$$a_{20} = Mg(z\cos\theta_{T_o} - y\sin\theta_{T_o})$$

$$a_{22} = -Mg(z\sin\theta_{T_o} + y\cos\theta_{T_o})$$

$$a_{30} = -Mgx\sin\theta_{T_o}$$

$$a_{31} = Mgz\cos\theta_{T_o}$$

$$a_{32} = -Mgx\cos\theta_{T_o}$$

$$a_{33} = -Mgz\sin\theta_{T_o}$$

$$\left.\begin{aligned} \gamma_x &= \gamma_{x_a} \\ \gamma_y &= \gamma_{yx} \sin\alpha_{T_0} - \gamma_{za} \cos\alpha_{T_0} \\ \gamma_z &= -(\gamma_{ya} \cos\alpha_{T_0} + \gamma_{za} \sin\alpha_{T_0}) \end{aligned}\right\} \quad (IV-7)$$

-Les coëfficients a_{ij} dû à l'accélération de la pesanteur, rendent les couples de balourd sensibles au mouvement angulaire du télescope et au mouvement angulaire de l'avion par g

- Les termes $\gamma_x, \gamma_y, \gamma_z$ montrent l'influence des accélérations de l'avion
- Par rapport à un repère Galiléen on peut définir :

. des raideurs apparentes

$$\left.\begin{aligned} k_T &= k + a_{22} \\ k_L &= k + a_{33} \\ k_{1_L} &= k_1 + a_{32} \end{aligned}\right\} \quad (IV-8)$$

. des balours apparents : $\Gamma\acute{b}_T = a_{20} + Mg(y\gamma_z - z\gamma_y)$

(IV-3) $\Gamma\acute{b}_L = a_{30} + a_{31}\theta_R + Mg(x\gamma_z - z\gamma_x)$

Le balourd agit différemment d'un axe sur l'autre
augmente la raideur apparente
augmente le couplage d'un axe sur l'autre
montre la necessité :
- d'équilibrer le télescope
- d'avoir une manip légère

Γ_a couplage aérodynamique

Le télescope étant monté sans hublot il faut s'attendre à des couples perturbateurs de nature aéro-dynamique. Seul des essais expérimentaux peuvent nous donner leur importance. Ils sont effectués d'une part en soufflerie, d'autre part en vol.

Cette inconnue est la plus importante et d'elle dépendra, en définitif, la faisabilité du projet.

- Γ_o est un couple constant obtenu à l'aide d'un caoutchouc de rappel destiné à s'opposer à la composante continue horizontale du couple aéro-dynamique Γ_a afin de soulager le moteur couple lacet. Sans cela il aurait fallu surdimensionner le moteur et perdre en bande passante (constante de temps du moteur plus élevé).

$$\Gamma_o = k_o (\theta_o + \theta_a) \qquad (IV-10)$$

avec $\Gamma_{a_o} = - k_o \theta_o$

$\theta_a \ll\ll \theta_a$

θ_o élongation initiale

θ_a mouvement angulaire de l'avion

Γ_{a_o} composant continu du couple aérodynamique

d'où : $\Gamma_o = - \Gamma_{a_o}$

- $\Gamma_{\Delta p}$ Couple dû à la différence de pression entre la pression extérieure et la pression cabine et une asymétrie mécanique.

$$\Gamma_{\Delta p} = \Gamma_{o_{\Delta p}} + k_{\Delta p} \theta \qquad (IV-11)$$

Est fonction de l'altitude de la température mais devrait être négligeable.

Remarque : Le filtre mécanique, destiné à filtrer les vibrations en provenance des réacteurs, et réalisé par une liaison élastique entre la cuve et l'avion peut avoir un effet secondaire négligeable sur le pointage

3. Non-linéarités

3,1. Non-linéarités à variables séparables

1) Non-linéarités simples (Fig II 19 et 20)

c'est-à-dire celles qui sont susceptibles d'être étudiées par la méthode du 1° harmonique

- Saturation

N_2 butées mécaniques du gyro (jamais atteintes en pratique)

N_3 saturation de la détection synchrone occasionne un retard qui cause une oscillation limite

N_4 saturation de l'ampli de puissance limite la dynamique de régulation et d'asservissement

N_5 butée mécanique du télescope en fonction des mouvements de l'avion

- Seuil

N_1 du manche de pilotage (de nature électronique) il est destiné à masquer l'hystérésis mécanique du manche cause de faux zéro. Le but visé étant d'annuler la composante continue de la dérive des gyros en l'absence de pilotage

2) Non-linéarités plus compliquées

N_6 frottement sec non représenté sur le diagramme

3.2. Non-linéarités à variables inséparables

N_7 L'aniso-élasticité du télescope cause de raisonnance à fréquences élevées oblige à considérer celui-ci comme un ensemble mécanique à constante répartie. Le système, probablement encore linéaire, ne l'est plus au sens des automaticiens (les équations différentielles à coefficient constant ne suffisent plus à décrire le comportement réel du télescope) On s'efforcera de placer les fréquences de raisonnance au-delà de la fréquence de transition (c'est-à-dire hors de la bande passante) soit en limitant la bande passante soit en augmentant la rigidité. Des filtres anti-raisonnants électriques ou mécaniques peuvent être utiles pour atténuer une raisonnance isolée.

4. Vibrations

Les vibrations ou trépidations sont de petits mouvements à fréquence élevée (supérieure à 10 Hz) d'origine mécanique ou acoustique pour lesquelles l'élasticité joue un grand rôle (voir non-linéarités N_7)

Causes : - écoulement aérodynamique
- réacteur (vibrations les plus importantes)
- bruit (ou pression) acoustique
- miroir secondaire
- expérience scientifique (pompe à vide)

Effets : les vibrations sont probablement la cause principale limitant la précision ultime de pointage. Agissant également sur l'expérience elles augmentent la dérive des gyros et influencent très fortement certains appareils tel l'enregistreur magnétique (vibration de la bande devant la tête d'enregistrement)

Remèdes:-élimination ou atténuation des sources de vibration
-filtrage mécanique ou acoustique, placé à la source de vibration ou tout au moins sur les éléments à protéger

Divers

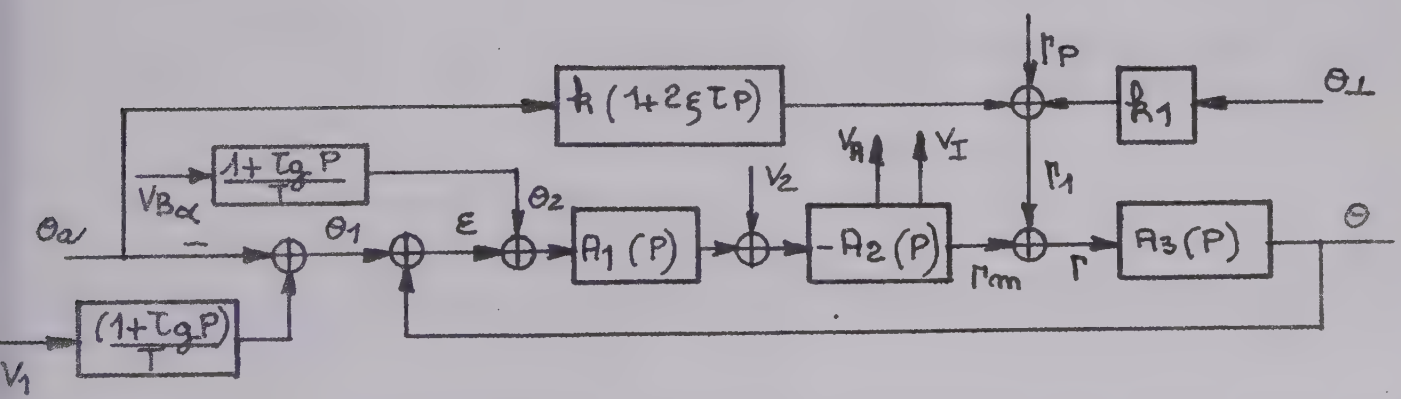
1. Asservissement du télescope à la cuve

L'asservissement inertiel du télescope est très voisin de son asservissement à la cuve : dans le premier cas on désire le télescope immobile angulairement dans le second cas centré dans la cuve , c'est-à-dire de suivre les mouvements angulaires de l'avion. Autrement dit en premier lieu les mouvements angulaires de l'avion constituent une entrée en régulation (perturbation), en second une entrée en asservissement (commande)

Pour ce faire, remplaçons les gyros par un capteur angulaire mesurant l'angle entre l'axe du télescope et celui de la cuve. La transmittance de ce capteur sera choisie aussi voisine que possible de celle du gyro soit :

$$T_{V_\alpha \alpha}(P) = \frac{T}{1+\tau_g P}$$

$$\alpha = \theta - \theta_a$$



De la Fig.IV-2 on déduit la réponse harmonique :

$$\theta = -T(P)(\theta_1+\theta_2) + T_{\theta\Gamma_1}(P)\left[\Gamma_1 - A_2(P)V_2\right]$$

$$\Gamma_m = T_{\Gamma_m\theta_1}(P)(\theta_1+\theta_2) - A_2(P)T_\varepsilon(P)V_2 - T(P)\Gamma_1$$

attention $T_{\Gamma_m\theta_1} = -\dfrac{T(P)}{A_3(P)}$

$$\varepsilon = T_\varepsilon(P)\theta_1 - T(P)\theta_2 + T_{\theta\Gamma_1}(P)\left[\Gamma_1 - A_2(P)V_2\right]$$

$$V_A = -\frac{\tau}{A_3 k_m}(1+\tau_1 P)\Gamma_m$$

$$V_\theta = \frac{T}{(1+\tau_\theta P)}(\varepsilon+\theta_2)$$

$$A_2(P) = \frac{k_m}{B_\alpha(1+\tau_1 P)}$$

$$A_3(P) = T_{\theta\Gamma}(P) = \frac{1}{k(1+2\zeta+P+\tau^2P^2)}$$

dans lequel $\theta_1 = \dfrac{(1+\tau_g P)}{T}V_1 - \theta_a$

$$\theta_2 = \frac{1+\tau_g P}{T}V_{B\alpha}$$

$$\Gamma_1 = k(1+2\xi\tau P)\theta_a + \Gamma_P + k_1\theta_\perp$$

$$\theta = -T(P)\left[\frac{(1+\tau_g P)}{T}(V_1+V_{1B}) - \theta_a\right] + T_{\theta\Gamma_1}(P)\left[k(1+2\xi\tau P)\theta_a + \Gamma_P + k_1\theta_\perp - A_2(P)V_2\right]$$

$$\Gamma_m = T_{\Gamma_m\theta_1}(P)\left[\frac{(1+\tau_g P)}{T}(V_1+V_{1B}) - \theta_a\right] - A_2(P)T_\varepsilon(P)V_2 - T(P)\left[k(1+2\xi\tau P)\theta_a + \Gamma_P + k_1\theta_\perp\right]$$

$$\varepsilon = T_\varepsilon(P)\left[\frac{(1+\tau_g P)}{T}V_1 - \theta_a\right] - T(P)\frac{(1+\tau_g P)}{T}V_{1B} + T_{\theta\Gamma_1}(P)\left[k(1+2\xi\tau P)\theta_a + \Gamma_P + k_1\theta_\perp - A_2(P)V_2\right]$$

Groupons les termes en θ_a

$$\theta = \left[T(P) + \cancel{T_{\theta\Gamma_1}(P)k(1+2\xi\tau P)}\right]\theta_a - T(P)\frac{(1+\tau_g P)}{T}(V_1+V_{1B}) + T_{\theta\Gamma_1}(P)\left[\Gamma_P + k_1\theta_\perp - A_2(P)V_2\right]$$

$$\Gamma_m = T(P)\left[\frac{1}{A_3(P)} - k(1+2\xi\tau P)\right]\theta_a + T_{\Gamma_m\theta_1}(P)\frac{(1+\tau_g P)}{T}(V_1+V_{1B}) - A_2(P)T_\varepsilon(P)V_2 - T(P)(\Gamma_P + k_1\theta_\perp)$$

$$\varepsilon = \left[-T_\varepsilon(P) + T_{\theta\Gamma_1}(P)k(1+2\xi\tau P)\right]\theta_a + \frac{(1+\tau_g P)}{T}\left[T_\varepsilon(P)V_1 - T(P)V_{1B}\right] + T_{\theta\Gamma_1}(P)\left[\Gamma_P + k_1\theta_\perp - A_2(P)V_2\right]$$

Négligeons le 2ème terme en θ_a et simplifions :

$$\theta = T(P)\left[\theta_a - \frac{(1+\tau_g P)}{T}(V_1 + V_{1B})\right] + T_{\theta\Gamma_1}(P)\left[\Gamma_P + k_1\theta_\perp - A_2(P)V_2\right] \qquad (V-1)$$

$$\Gamma_m = T(P)\left[JP^2\theta_a - (\Gamma_P + k_1\theta_\perp)\right] + T_{\Gamma_m\theta_1}(P)\frac{(1+\tau_g P)}{T}(V_1 + V_{1B}) - A_2(P)T_\varepsilon(P)V_2 \qquad (V-2)$$

$$\varepsilon = -T_\varepsilon(P)\frac{\tau_2^2 P^2}{(1+2\xi\tau P+\tau^2P^2)}\theta_a + \frac{(1+\tau_g P)}{T}\left[T_\varepsilon(P)V_1 - T(P)V_{1B}\right] + T_{\theta\Gamma_1}(P)\left[\Gamma_P + k_1\theta_\perp(P)V_2\right]$$

$$\varepsilon = \frac{(1+\tau_g P)}{T}\left[T_\varepsilon(P)V_1 - T(P)V_{1B}\right] + T_{\theta\Gamma_1}(P)\left[\Gamma_P + k_1\theta_\perp - A_2(P)V_2\right] \qquad (V-3)$$

- θ étant le mouvement angulaire du télescope
- Γ_m étant le couple moteur
- ε étant l'erreur d'asservissement

2. La cuve et son asservissement au télescope

Nous avons vu précédemment que si l'on ne veut faire aucune modification à l'avion, il nous faut limiter le diamètre d'ouverture. Il nous sera dès lors possible de fixer l'expérience sur une porte de secours et cela en ne prenant pas trop de risque quant au couplage aérodynamique, sur lequel nous n'avons aucune donnée.

Par ailleurs désirant la plus grande ouverture de télescope possible (compatible avec celle de la cuve) nous serons contraints de limiter les débattements angulaires à $\pm$ 1,5° (mesuré 2°). Cette mesure est suffisante car les variations angulaires de l'avion, en cours d'expérience au plafond, se situent entre 0,3 et 1 degré tant en roulis, tangage et en lacet.

Cependant un problème surgit : les objets que l'on désire viser sont à des hauteurs différentes et varient même lentement en cours de vol. On aurait souhaité : - 30°5 $\pm$ en tangage
- 5° $\pm$ en lacet

(pour faciliter l'acquisition)

Afin de ne pas perdre sur l'ouverture du télescope on a préféré faire pivoter la cuve en tangage et en lacet à l'aide d'un cardan fixé sur la porte de secours.

Le lacet de la cuve sera commandé manuellement, le tangage électriquement par l'intermédiaire d'un moteur. Si le lacet s'est avéré pratiquement inutile vu la facilité d'imposer un cap à l'avion, le tangage par contre est indispensable . Aussi ce mode de fonctionnement a été quelque peu perfectionné :

1. un interrupteur permet de faire monter ou descendre la cuve
2. en mode semi-automatique un bouton permet d'afficher l'angle désiré de la cuve
3. en mode asservi, dès que l'axe du télescope et l'axe de la cuve font un angle supérieur à 1,2° un asservissement en tout ou rien centre plus ou moins le télescope en modifiant l'angle de la cuve.

La hauteur de l'étoile visée variant lentement au cours du vol oblige l'opérateur à modifier de temps à autre le tangage de la cuve, pour éviter la mise en butée du télescope. Le mode asservi de la cuve permet de libérer l'opérateur de cette tâche. Ce mode de fonctionnement a aussi pour avantage de maintenir le télescope plus ou moins centré dans la cuve et de diminuer par là le rayonnement parasite infrarouge émis par la cuve. (La pose d'un baffle sur le télescope étant hors de question pour des raisons de couplage aérodynamique).
Afin de diminuer encore les risques de mise en butée du télescope, les angles lacet et tangage du télescope par rapport à la cuve sont transmis au pilote de l'avion à l'aide d'un galvanomètre à aiguilles croisées. Une lampe verte indique la période durant laquelle le télescope est pointé sur une étoile. Période qui demandera au pilote la plus grande stabilité angulaire de l'avion et en donnant la priorité au cap.

Si le rôle principal de la cuve est d'assurer, par l'intermédiaire du soufflet, l'étanchéité entre l'extérieur et l'intérieur de l'avion, on lui demande aussi par son inertie de filtrer les vibrations. Pour ce faire, la cuve est munie de filtres mécaniques de vibrations (filtre passe-bas de 10 à 20Hz) . Attention : il faut voir

si ce filtrage n'a aucune réaction sur la régulation inertielle.

3. Bouclage en gyromètre

Les gyros n'étant utilisés que durant la phase inertielle, en dehors de cette période, quand le télescope est bloqué mécaniquement ou asservi à la cuve, il seront bouclés en gyromètre.

Deux raisons sont à l'origine de ce mode de fonctionnement:
- d'une part, en boucle ouverte, la dérive des gyros, ainsi que le mouvement du télescope qui sont ici ceux de l'avion, aurait tôt fait de mettre les flotteurs en butée risquant par là la détérioration irréversible des gyros.
- d'autre part, lors du passage asservi cuve en asservissement inertiel, en boucle ouverte, les flotteurs ayant une position quelconque enverraient le télescope dans une direction imprévisible, où il se maintiendrait inertiellement. Il faudrait alors ramener le télescope à l'aide de manipulations dans la direction visée. Ce qui est plus grave : les butées angulaires du flotteur étant situées à plusieurs degrés de part et d'autre du zéro, même lorsque les flotteurs n'ont pas atteint leur butée de fortes chances subsistent pour envoyer le télescope en butée. En effet, le grand gain imposé aux amplificateurs des capteurs angulaires mesurant l'angle du flotteur sature pour une fraction de degré les détections synchrones qui leur sont associées, introduit un retard rendant le système instable et envoie le télescope en butée.

En boucle fermée tout asservissement ayant tendance à annuler son terme d'erreur, en gyromètre, l'angle du flotteur se maintiendra au voisinage du zéro, tandis que le télescope s'immobilisera à l'endroit où l'on vient de passer en inertiel, c'est-à-dire proche de la direction désirée. Si l'on revient en asservi cuve, quelque soit l'orientation inertielle du télescope, ce dernier se recentrera dans la cuve. Il s'agit là d'une position de sécurité utilisée lorsque les mouvements angulaires de l'avion s'accentuent, sécurité que l'on peut affermir en bloquant le télescope à la cuve.

Une cause d'instabilité subsiste,elle est encore provoquée par la saturation des amplificateurs des capteurs angulaires, tant en mode inertiel qu'asservi cuve. Pratiquement cette fois l'instabilité se produit lorsqu'étant en inertiel on désire centrer le télescope dans la cuve et qu'il était initialement trop décentré. Mais il y a déjà là une erreur de manipulation, la saturation se produisant proche des butées angulaires du télescope on risquait d'aller en butée et il fallait intervenir plus tôt. Quoiqu'il en soit pour restabiliser le télescope il suffit de rester en asservi cuve de prendre le télescope en main pour empêcher de saturer les capteurs et immédiatement l'asservissement se stabilise.

Des solutions automatiques sont envisageables :
- empêcher le télescope de passer en mode asservi cuve jusqu'à disparition de la saturation
- changer les filtres correcteurs au détriment de la raideur jusqu'au moment où l'on a rejoint le domaine linéaire.

Il nous reste à établir le comportement théorique du bouclage en gyromètre. Pour ce faire, étudions la tension de sortie du gyro bouclé en gyromètre, le télescope étant asservi à la cuve.

Nous démontrons dans l'annexe :

$$V_{\theta_d} = k_d k_{ds} \theta_d + V_B \quad (V\text{-}4)$$

$$\theta_d = \frac{HP}{K(1+\tau_f p)(1+\tau_J p)}\left[\theta_E + \theta_S + \frac{k_r}{HP} I_{com_1} - \frac{J}{H} d_c - \frac{k_p k_{I/V}}{HP} V_{B_g}\right] \quad (V5)$$

Avec $\tau_f \gg\gg \tau_J$ Alors: $\tau_f = \frac{f}{K}$ $\quad f = \frac{H}{G}$

$J = \tau_g \frac{H}{G}$

$$\tau_J = \frac{J}{f} = \tau_g$$

$K = k_p k_{I/V} k_d k$ Cas $k \ll\ll K$ $\quad (V\text{-}6)$

pour $\omega \ll \omega_f$ $\quad V_B \approx 0$

$$V_{\theta d} = \frac{H}{k_f k_{I/V}} \left[d_{b_E} + \delta + \frac{k_r}{H} I_{com} - \frac{J}{H} \gamma_c \right] \qquad (V-7)$$

pour $\omega \gg \omega_f$

$$V_{\theta d} = \frac{\tau_f p}{(1+\tau_f p)} V_B \qquad (V-8)$$

ou encore : $V_{\theta d} = V_B$

Le bouclage en gyromètre permet pour :

$\omega \ll \omega_f$ de mesurer une vitesse de rotation

$\omega \gg \omega_f$ de mesurer le bruit haute fréquence du gyro

4. Equilibrage du télescope

Lors de l'étude des perturbations ch IV-2, nous avons vu l'influence désastreuse que peut avoir le couple de balourd sur la précision de pointage. Une méthode précise d'équilibrage s'avère donc nécessaire.(Pour une étude détaillée, voir annexe III).

Pour permettre l'équilibrage du télescope les critères suivants sont nécessaires :

- être dans l'avion
- dans la configuration de vol (sans aucun démontage)
- le télescope dans sa position de visée (non parfaitement rigide)
- simplicité et rapidité (1/4h avant le vol)
- éventuellement contrôle en vol (évaporation de l'hélium)

Pour ce faire l'équilibrage s'effectuera en deux temps :

1. équilibrage grossier
2. équilibrage fin

4.1. Equilibrage grossier

- asservir le télescope à la cuve

- annuler le courant dans les moteurs couples
  . d'abord en lacet, le centre de gravité se trouve alors dans un plan vertical contenant le centre de rotation
  . puis en tangage, le centre de gravité se trouve alors sur un axe vertical contenant le centre de rotation
- changer l'angle de tangage de la cuve, le courant en lacet reste nul, il suffit d'annuler le courant en tangage
- revenir à l'angle de tangage précédent et recommencer

Le télescope est équilibré lorsqu'on est en équilibre indifférent, notamment quelque soit θ_T de la cuve.

Cette méthode, quoique très utile pour l'équilibrage grossier, ne permet pas d'arriver à l'équilibre indifférent. Dès que l'on change l'angle de tangage un léger courant de désiquilibre en roulis subsiste.

4.2. Equilibrage fin

Reportons nous à la Fig. I-5, où nous voyons que le télescope est muni de 3 masses d'équilibrage : m_x, m_y, m_z, elles sont de même masse et peuvent se déplacer parallèlement aux axes x, y, z du télescope.

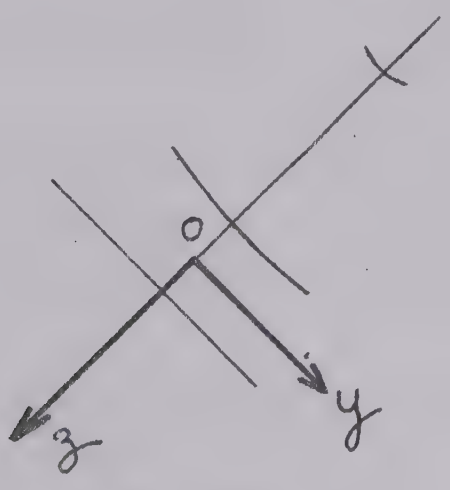


Fig IV-3

Dans le croquis ci-dessus l'axe x perpendiculaire à y et z est dirigé vers le lecteur. Cet axe est aussi parallèle et de même sens que l'axe de tangage.

L'axe y est parallèle et de sens contraire à l'axe de lacet
L'axe z est parallèle et de sens opposé à l'axe roulis
O est le centre de rotation du télescope et l'origine de la coordonnée.

- Asservir le télescope à la cuve est la première opération de ce réglage fin

- 4-2-1 réglage de m_x

- Annuler le courant dans le moteur couple lacet en déplaçant la masse m_x

Le centre de gravité se trouve alors dans un plan vertical contenant le centre de rotation. Le réglage de m_x s'effectue donc suivant la méthode dite "grossière"

- 4-2-2 réglage de m_z

- afficher un angle de tangage de la cuve de $\theta_T = 28°$

- annuler le courant dans le moteur couple tangage en déplaçant indifféremment m_y ou m_z ou les deux

- mesurer leur position y_1 et z_1 en tenant compte du sens positif des axes y et z

- afficher un angle de tangage de la cuve de $\theta_T = 31°$

- annuler le courant dans le moteur couple tangage en déplaçant seulement m_y

- mesurer y_2 $\qquad \Delta z = z_2 - z_1$

- déduire $\Delta z = 4{,}5\,\Delta y$ $\qquad \Delta y = y_2 - y_1$

- positionner m_z selon le calcul précédent

- 4-2-3 réglage de m_y

- annuler le courant dans le moteur couple tangage en déplaçant m_y

Nous comprenons maintenant la faiblesse de l'équilibrage grossier qui ne permet pas de distinguer un déplacement de masse suivant y ou z, seule la deuxième méthode est rigoureuse.

Cependant lorsque le télescope est trop déséquilibré les masses m_x, m_y, m_z ont une course trop faible et rendent cette méthode impraticable. C'est pourquoi un premier équilibrage

grossier est nécessaire dans ce cas.

- 4-2-4 formule générale

$$\Delta z_3 = \frac{m_2}{m_3} \frac{\Delta y_2}{(\cot g\,\theta_1 - \cot g\,\theta_2)} \qquad (V\text{-}9)$$

$$\Delta y_2 = \frac{m_3}{m_2} \frac{\Delta z_3}{(tg\,\theta_1 - tg\,\theta_2)} \qquad (V\text{-}10)$$

Pour plus de détail voir annexe III"équilibrage du télescope"

5. Couple moteur maximum

Rappelons :

$$\Gamma_m = -T(P)\left[\frac{\theta_1+\theta_2}{A_2(P)} + \Gamma_1\right] \qquad (V\text{-}11)$$

$$\varepsilon = T_\varepsilon(P)\theta_1 - T(P)\theta_2 + T\Theta_1\Gamma_1$$

$$\theta_1 = \frac{k'_\Gamma}{P} I_{com} + \frac{(1+\tau_g P)}{T} V_1$$

$$\theta_2 = \frac{\delta}{P} + \frac{k'_\Gamma}{P} I'_{com} + k_\varepsilon(1+\tau_\varepsilon P)\theta_\perp + \frac{(1+\tau_g P)}{T} V_{\theta_2}$$

$$\Gamma_m \leq \Gamma_{max}$$

$$\varepsilon \leq \varepsilon_{max}$$

5.1. En régulation

$$I_{com} = V_1 = \theta_1 = 0$$

$$\left.\begin{aligned} &\theta_\perp \approx 0 \\ &\frac{k'_\Gamma}{P} I'_{com} \approx -\frac{\delta}{P} \end{aligned}\right\} \quad \theta_2 \approx \frac{V}{T}$$

On voit dans les formules précédentes que le courant de commande est pratiquement destiné à annuler la dérive des gyros . De plus, en choisissant des gyros peu bruyants : V_{Bg} on obtient $\theta_2 = 0$

Dès lors : $\boxed{\Gamma_m = - T(P)\Gamma_1}$ (V-12)

En régulation et dans la bande passante, le couple moteur est constamment égal et de signe contraire au couple perturbateur.

Or : $\Gamma_1 = \Gamma_p + k(1+2\xi\tau P)\theta_a + k_1\theta_\perp$

$k = 21{,}9$ Nm/rd

$k_1 = 8$ Nm/rd

$(\theta_a)_{max} = (\theta_\perp)_{max} = 1{,}5°$

$\Gamma_1 \leq (\Gamma_P)_{max} + 0{,}781$ Nm.

Si la composante continue de Γ_1 peut être rattrapée par un élastique de compensation Γ_o :

$\Gamma_p = \Gamma_f + \Gamma_g + \Gamma_c + \Gamma_e + \Gamma_a + \Gamma_o + \Gamma_{\Delta p}$ $\qquad \Gamma_p \approx \Gamma_a$

Il reste surtout à vaincre les fréquences non nulles de Γ_a

$\theta_1 = 0$ et $\theta_2 \approx 0$

$\varepsilon = T\theta\Gamma_1 \Gamma_1$ d'où $(\Gamma_a)_{max} \leq \dfrac{\varepsilon_{max}}{(T\theta\Gamma_1)_{max}}$

$(\Gamma_a)_{max} = 2\ 10^{-2}$ Nm

$\varepsilon_{max} = 5''$

$(\Gamma\theta\Gamma_1)_{max} = 12\ 10^{-3}$ rd/Nm

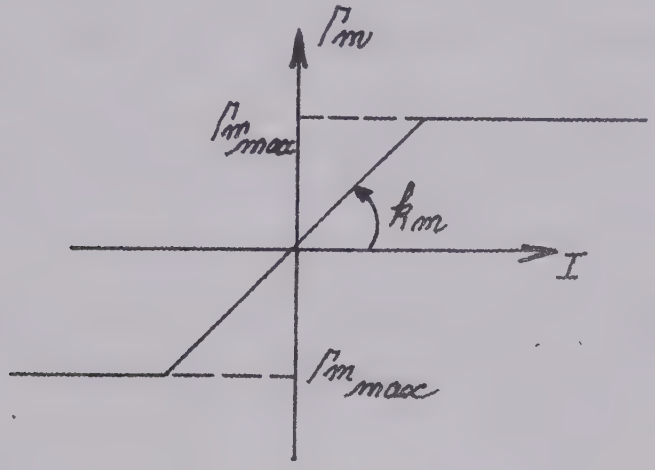
Autrement dit, si l'on veut tenir la précision demandée le couple aérodynamique doit être très faible aux pulsations voisines de la pulsation de transition ($\omega_T = 30$ rd/sec)

Un raisonnement identique peut être appliqué au couple de balourd.

Le moteur doit donc essentiellement vaincre la raideur du système.

On s'est fixé : $(\Gamma_m)_{max} = 1,41\ Nm\ \ (14,5\ kg\,cm)$

Ce qui au point de vue asservissement revient à être fixe à la valeur de saturation de l'étage de puissance N_4



On en déduit les caractéristiques de l'ampli de puissance

$P = (r+R)I^2$
$\Gamma_m = k_m I$
$V_A = (r+R)I$
$r = 1\,\Omega$
$R = 12\,\Omega$
$k_m = 0,7\ Nm/A$

dela

$P_{max} = 52,75$ Watts
$V_{A\,max} = 26,1\ V$
$I_{max} = 2\ A.$

5-2 en asservissement

On peut définir une accélération de balayage maximum qui a lieu pour $\theta = 0$

$$\gamma_{\theta max} = \lim_{p \to \alpha} p\left[\frac{\Gamma_{max}\, p^2}{k\,p(1+2\xi\tau p+\tau^2 p^2)}\right] \qquad (V\_13)$$

$$\gamma_{\theta max} = \frac{\Gamma_{max}}{J}$$

$J = 7,64\ kg\,m$

$\gamma_{\theta max} = 0,18\ rd/sec^2\ (196°/sec^2)$

6. Balourd, raideur et frottement maxima

Hypothèse :

$(d\theta_T)_{max} = (d\theta_L)_{max} = 20''$ (précision de pointage demandée)

$(d\theta_T) = (d\theta_L) = 5''$ dépointage accordé au balourd, à la raideur et au frottement

$$(d\theta_A)_{a_{max}} = (d\theta_T)_{a_{max}} = (d\theta_L)_{a_{max}} = \left\{ \begin{array}{l} 10' \text{ pour } T = 100 \text{ sec} \\ 1{,}4' \text{ pour } T = 5 \text{ sec} \end{array} \right\}$$ expérimental

$\gamma_x = \gamma_y = \gamma_z = 0{,}1g$

$Mg = 1000\ N\ (\approx 100\ kg)$

$\Gamma_{max} = 1{,}41\ N$ avec $|\Gamma_m| \leq \frac{\Gamma_{max}}{10}$, $\Gamma_m = -T(P)\,\Gamma_1$

$\theta_T = 30°$

On en déduit : voir annexe IV

$l_{max} = 0{,}1\ mm$ $\quad (I_{max} = 7{,}48\ mA)$

$k_{max} = 20{,}3\ Nm/rd$

$c_{f\,max} = 3{,}7\,10^{-3}\ Nm$ (38 grcm)

(V 14)

7. Les interactions

A la réalisation de tout projet surgit une première difficulté : comment respecter l'invariance temporelle ?

Les paramètres supposés constants dérivent en température, en fonction de l'humidité, de l'ambiance ....

Les composants vieillissent et posent un problème de fiabilité. C'est dire que l'invariance temporelle peut poser une série de problèmes technologiques importants.

Une autre source de difficulté est l'apparition de signaux influençant le système et empruntant des entrées ou suivant des chemins parfois totalement inattendus. Ces perturbations pourront être de nature mécanique, acoustique, électrique, magnétique, thermique .....

Une première approche pour lutter contre ces difficultés consiste à examiner les interactions c'est-à-dire examiner comment les divers sous-ensembles agissent les uns sur les autres. Pour ce faire, il faudra chercher l'origine du défaut , découvrir son mode de transmission et comprendre son action. Ainsi présenté, notre problème est encore trop vaste, aussi nous nous limiterons au problème spécifique posé par toute expérience embarquée à bord d'avion. Trois ensembles importants sont en présence : l'expérience scientifique, le télescope, l'avion, tous trois s'auto-perturbant et se perturbant les uns les autres.

7.1. L'avion

L'avion renferme à lui seul les causes les plus importantes de perturbation :

- les accélérations linéaires, les mouvements angulaires ainsi que les perturbations aérodynamiques, que nous connaissons déjà, agissent directement sur le pointage.

Pour les éviter nous avons intérêt à voler au-dessus de 30.000 pieds, d'avoir un équipage exercé aux essais et d'utiliser un déflecteur (destiné à diminuer les perturbations aéro-dynamiques).

- du point de vue électrique, les perturbations sont essentiellement véhiculées par le réseau d'alimentation:

a) ce sont d'abord le 400 Hz et le 50 Hz couplant le matériel électronique de deux manières; d'une part, par la capacité parasite située entre le primaire et le secondaire du transformateur

d'alimentation, d'autre part, par un défaut de masse provoqué par des courants circulant dans l'armature de l'avion ce qui provoque des différences de potentiel de l'ordre du milivolt par mètre. Le remède est d'alimenter l'électronique à bas niveau sur batterie ou piles individuelles et au-delà du milivolt à partir du réseau alternatif (les amplificatuers étant à entrées différentielles).

b) les parasites dûs à la commutation de puissance provoquant des chutes de tension du réseau d'alimentation supérieures à 10%, pourcentage à partir duquel les alimentations stabilisées ne peuvent plus filtrer.

Les parasites de courte durée, contenant des fréquences élevées peuvent parfois être éliminés en plaçant des filtres secteur passifs en série avec le cordon d'alimentation de chaque appareil à protéger.

Mais le remède le plus efficace est d'alimenter toutes les commutations de puissance sur le 28volt continu (faible résistance interne de la batterie tampon); d'alimenter toute l'électronique sur le réseau alternatif, ou encore d'avoir son alimentation indépendante.

c) l'avion est équipé pour recevoir différentes sources d'énergie électrique :

- . au hangar, alimentation sur le réseau de la base (400, 50, Hz, 20volt selon le cas)
- . sur parking, alimentation par groupe électrogène
- . en vol, alimentation par réseau de bord (groupe de secours prévu)

Le passage d'une source d'énergie à l'autre oblige la rupture du courant pendant un court instant (15 secondes). Cette coupure peut poser certains problèmes notamment sur parking, lors du passage du groupe électrogène au réseau de bord qui peut s'effectuer de 10' à 1h avant le départ.

- la température ambiante dans l'avion peut également poser des problèmes. Elle est régulée, en vol, à 20°. Si sur parking ou hangar, on peut chauffer l'avion en hiver, en été par contre cette température peut monter jusqu'à 40° ! Enfin la température extérieure à l'avion en vol (variable entre - 40° et - 60°) provoque du givre en

cas d'humidité et bloque le télescope.

Exemple : la présence de la petite pompe permettant d'ôter l'eau de pluie accumulée dans la cuve avant le décollage.

- la pressurisation de l'avion oblige l'expérience d'être étanche. Tandis que des variations de pression dans la cuve (turbulences aérodynamiques) peuvent avoir des répercussions sur l'expérience.

- l'implantation dans l'avion peut également avoir son importance .

Exemple : la place de l'expérience, proche ou non du centre de gravité de l'avion, des réacteurs, voisine d'une autre expérience, influence les niveaux de vibration et la sécurité.

- les vibrations constituent probablement la perturbation contre laquelle il est le plus difficile de lutter. Elles proviennent avant tout des réacteurs et dans une bien moindre mesure des turbulences aérodynamiques.

Conséquences :

. les fixations non bloquées se défont
. le télescope ne peut plus être considéré comme parfaitement rigide, ce qui limite la précision de pointage
. faux contacts dans l'électronique
. microphonie (vibration de la bande magnétique devant la tête d'enregistrement)
. vieillissement accéléré par fatigue des matériaux
. diminution de la fiabilité

Remèdes : soigner les fixations (vis bloqués)

. diminuer les sources de vibration ou changer leur spectre (par exemple, demander un autre régime des moteurs)
. filtrer mécaniquement ou acoustiquement les sources de vibration

Moyens d'étude : mesures des pressions, des pressions acoustiques, des accélérations effectuées en plusieurs endroits et suivant des directions privilégiées
. simulations sur pot vibrant
. essais en soufflerie

- la sécurité, elle oblige le matériel de supporter des accélérations de 9G dans toutes les directions (pour cas de crash)

7.2. Le télescope

Le télescope, lui aussi, a son influence :

a) sur l'avion , le télescope fixé à une porte de secours laisse une ouverture non négligeable et pose un problème de sécurité. Des vibrations se propageant vers l'arrière de l'avion ont pu être éliminées par un déflecteur.
Le pointage impose des contraintes de navigation

b) sur lui-même , le télescope se perturbe lui-même. Nous en connaissons certaines causes : erreur d'axe, balourd (équilibrage), anisoélasticité associée aux vibrations, raideur du cablage.

c) sur les expériences scientifiques

. l'asservissement en tout ou rien de la cuve (alimenté sur 28 volts) provoque des parasites de commutation pouvant gêner notre expérience ou celle des autres.

. les moteurs couples de l'asservissement inertiel rayonnent un champ magnétique statique et dynamique. Si la plus grande puissance de bruit se situe au-dessous de 10 Hz (courant d'asservissement) il en subsiste néammoins jusqu'à 2 KHz (bruit du gyro). Il en résulte la nécessité de blinder magnétiquement l'expérience.

. la cuve rayonne en infrarouge et peut par son mouvement relatif perturber l'expérience scientifique (absence de bafle car les turbulences aérodynamiques rendent son installation impossible).

7.3. L'expérience scientifique

L'expérience scientifique peut avoir un rôle néfaste sur le pointage tel que :

. des pièces en mouvement (évaporation d'hélium, par exemple)
. le manque de rigidité
. un poids excessif en porte-à-faux
. un champ magnétique statique et dynamique agissant sur les gyros, ce qui oblige l'expérimentateur de blinder son expérience et d'en tenir compte dans son implantation

8. Optimisation dans le domaine linéaire

Les perturbations angulaires et les couples perturbateurs étant aléatoires, dans leur ensemble, peuvent être considérés comme des sources de bruit. Les premiers agissant à bas niveau seront appelés perturbations (ou bruit) microscopiques, les seconds agissant sur les étages de puissance seront appelés perturbations (ou bruit) macroscopiques.

Le pointage sera optimisé si l'on parvient à rendre de même ordre et aussi petit que possible les dépointages provoqués par ces deux types de perturbation.

Après avoir minimiser au maximum toutes les sources de bruit il nous restera au mieux trois sources de bruit pratiquement impossibles à éviter :

- la dérive des gyros
- les couples aërodynamiques
- les vibrations, accélération linéaire provoquée par les vibrations des réacteurs de l'avion

Leur analyse peut se faire par une étude temporelle complétée par une analyse fréquentielle.

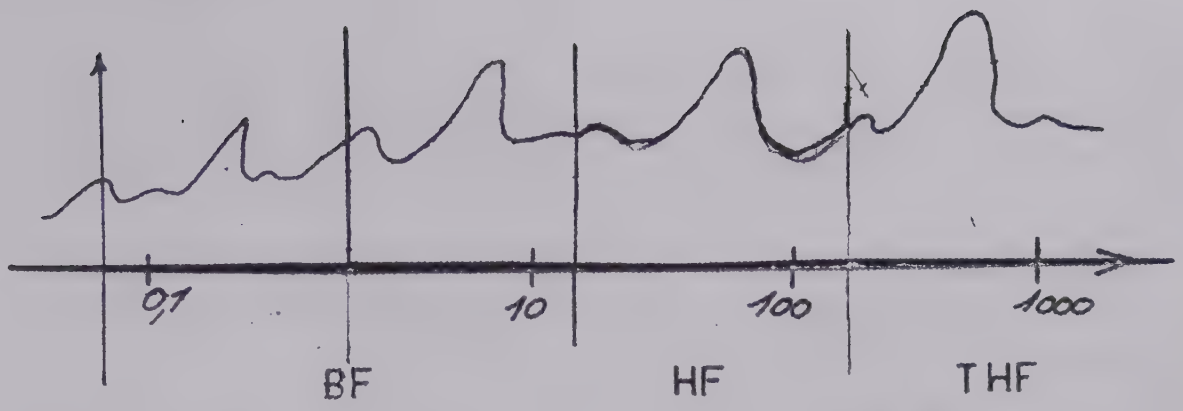


Fig IV_1

Nous appelerons

dérive $f < 0{,}1\,Hz$

bruit $f \geq 0{,}1\,Hz$

bruit BF $0{,}1 < f < 10\,Hz$

bruit HF $10 < f < 100\,Hz$

bruit THF $100 < f < 1000\,Hz$

- La dérive est reprise par le pilotage du télescope d'autant plus facilement que son contenu spectral contient des composantes de faible amplitude surtout aux fréquences supérieures.

- Le bruit BF doit être entièrement pris en charge par l'asservissement

- Le bruit HF est atténué par l'inertie mais déjà là le télescope ne peut plus être considéré comme parfaitement rigide. A partir de ces fréquences les équations différentielles ne suffisent plus à décrire le système, le système n'est plus linéaire au sens des automaticiens. Du point de vue scientifique il ne faut pas oublier que ces fréquences sont dans le domaine des techniques utilisées en infrarouge. Des précautio sont à prendre si l'on ne veut pas perturber l'expérience embarquée.

- Les bruits THF proviennent surtout des vibrations de l'avion et des bruits des gyros

- La saturation de l'ampli de puissance est due surtout au bruit HF et THF.

CONCLUSION

Si l'on cherche à répondre à la question suivante : Qu'est-ce qui limitera, en définitive, la précision ultime du pointage ? Il faut examiner les différentes causes de dépointage et leur transmission.

1. Causes de dépointage
   1.1. Perturbations ou bruit microscopique
   bruit et dérive du capteur (gyro ou capteur angulaire)
   1.2. Perturbations ou bruit macroscopique
   - mouvement angulaire et linéaire de l'avion
   - couple aérodynamique
   - trépidations

2. Transmissions
   2.1. Dans le domaine linéaire
   La transmittance favorise la transmission des perturbations
   C'est ainsi qu'il faut :
   - régler la bande passante en fonction des perturbations et de la stabilité
   - choisir entre grande performance en régulation ou en asservissement
   - veiller à l'équilibrage
   - diminuer la raideur
   2.2. Dans le domaine non-linéaire
   2.2.1. Les non linéarités à variables indépendantes
   - saturation
   - seuil
   - frottements
   2.2.2. Les non linéarités à variables dépendantes
   - élasticité
   - anisoélasticité

3. Conséquences

Les performances ultimes du système seront probablement limitées dans l'étage de puissance avec les perturbations macroscopiques et surtout les non linéarités. C'est donc au niveau mécanique que tout va se décider.

3.1. Dans le domaine linéaire : l'équilibrage et la diminution de la raideur devraient pouvoir s'affranchir des mouvements linéaires angulaires de l'avion. Reste le couple aérodynamique très difficile à maîtriser (déflecteur)

3.2. Dans le domaine non linéaire on peut espérer s'affranchir du frottement (expérience légère) par contre les trépidations (réacteur, couplage aérodynamique) et l'élasticité constitueront les plus grandes causes de dépointage.

DEUXIEME PARTIE : LES ESSAIS

Introduction

L'étude théorique nous a laissé un certain nombre d'inconnues , dont certaines seulement sont accessibles à l'expérience, ce sont :

1. Dans le domaine linéaire :
   - pour les gyros :
     1) dérives inérantes aux gyros $\delta_o, \delta_a, V_{Bg}, \tau_\varepsilon$
     2) erreur d'axe k_ξ
     3) sensibilité au champ magnétique $\delta_{o_{B_o}}, k_{B_o}$
   - pour le capteur angulaire du télescope avec la cuve : le bruit V_{B_d}
   - pour le télescope
     1) coefficients du télescope $M, k, \tau, \xi, \Gamma_f$.
     2) balourd x, y, z et conséquences a_{ij}
     3) précision de pointage $\theta_R, \theta_T, \theta_L$.
   - pour l'avion :
     1) mouvements angulaires $\theta_{R_a}, \theta_{T_a}, \theta_{L_a}, \theta_{R_a}, \theta_{T_a}, \theta_{L_a}$
     2) accélérations $\gamma_{x_a}, \gamma_{y_a}, \gamma_{z_a}$ et conséquences $\gamma_x, \gamma_y, \gamma_z$
     3) couples perturbateurs $\Gamma_1, \Gamma_a, \Gamma_o, \Gamma_{\Delta\rho}, \ldots\ldots$
   - pour l'expérience scientifique Γ_e, β_o
2. Dans le domaine non-linéaire
   1) Les non linéarités simples telles que :
      N_3 saturation de la détection synchrone
      N_5 butée mécanique du télescope
      N_1 seuil de pilotage
      N_6 frottement sec
   2) Les non linéarités complexes telles que :
      N_7 aniso-élasticité du télescope

CHAPITRE I - METHODE DE MESURES

Généralités

Pour effectuer nos essais nous disposons de plusieurs points de mesures qui sont :

$\theta, V_{\theta d}, V_A, V_I, V_\alpha, x_1, y_2, z_3, \gamma_x, \gamma_y, \gamma_z, \theta_{Ra}, \theta_{Ta}, \theta_{La}$

éventuellement $\gamma_{xa}, \gamma_{ya}, \gamma_{za}, \theta_{Ra}, \theta_{Ta}, \theta_{La}$

Leurs mesures effectuées en temps réel ou différé, peuvent ensuite subir une analyse spectrale, pour laquelle nous appellerons :

- dérive pour $f \leqslant 0{,}1$ Hz
- bruit pour $f \geqslant 0{,}1$ Hz
- bruit BF pour $0{,}1 \text{ Hz} < f < 10$ Hz
- bruit HF pour $10 \text{ Hz} < f < 100$ Hz
- bruit THF pour $100 \text{ Hz} < f < 2000$ Hz
- V_{θ_d} image de la position angulaire du flotteur ou encore de la rotation du gyro autour de son axe d'entrée; c'est en fait la tension d'erreur de l'asservissement entaché de bruit et affecté par la dérive du gyro . Il est un point idéal pour la mesure de bruit des gyros et pour en déduire son action sur la précision de pointage

- V_A sert surtout à étudier le pourcentage du temps de saturation de l'étage de puissance dû au bruit rendant le système moins linéaire et diminuant la raideur d'asservissement
- V_I permet d'étudier le couple moteur et par là, en régulation, les perturbations BF
- V_d mouvement angulaire du télescope par rapport à la cuve
- $\gamma_x, \gamma_y, \gamma_z$ accéléromètres placés sur le télescope
- $\gamma_{x_a}, \gamma_{y_a}, \gamma_{z_a}$ " " solidaires de l'avion

Enfin ces mesures peuvent être effectuées suivant différentes configurations :

- en boucle ouverte

- en boucle fermée : - télescope en inertiel pur (ou piloté)
  - télescope asservi à la cuve
  - gyroscope bouclé en gyromètre
- toupie arrêtée ou allumée
- sur maquette
- à bord d'avion :
  - au sol : dans la hangard ou sur le parking
    en point fixe (avion au sol réacteur plein régime)
  - en vol : local ou mission lointaine de jour ou de nuit
    avec ou sans contrainte de navigation

1. Dérives du gyro sur le télescope

1.1. Dérive intégrée δ

$V_1 = V_2 = 0$ pas de tension d'asservissement ni de tension de régulation

Régulation inertiel des deux axes :

$$\theta_1 = \frac{k'_r}{p} I_{com}$$

$$\theta_2 = \theta_\delta + \frac{V_{Bg}}{T}$$

$$\theta'_\delta = \delta = \delta_a + \delta_{\beta_0} + \delta_a$$

$\tau_g = 0$ nettement hors de la bande passante

On voit ici qu'il est préférable d'avoir les deux axes inertiels plutôt que le deuxième en asservi cuve

$\theta_\perp = \theta_{\perp Te}$ moins négligeable

Au sol : $\alpha = \theta - \theta_{Te}$

Des équations du télescope on déduit :

$$\theta = -T(p)(\theta_1 + \theta_2) \qquad T_{\theta f_c}(f_{f_c}) \simeq 0$$

$$V_\alpha = T\alpha + V_{B\alpha}$$

Ajoutons : $V_F = F(P)V_\alpha$ filtre passe-bas à forte constante de temps

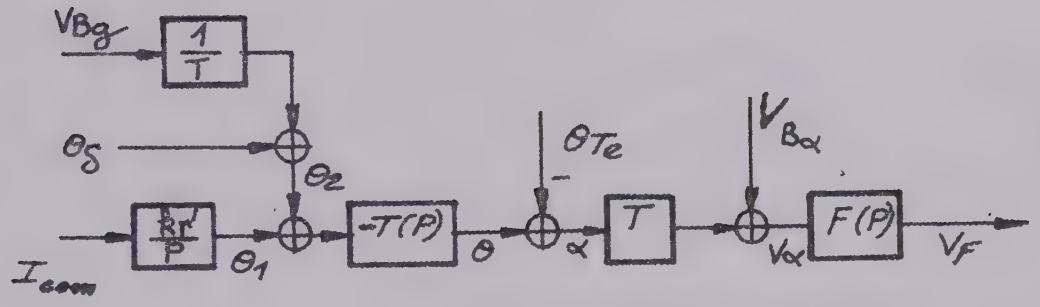


Fig I_1

$$\theta = -\,T(P)\left[\frac{k'r}{P} I_{com} + \theta_\delta + \frac{V_{Bg}}{T}\right]$$

$$T\,(f_{I_{com}}) = T(f_{\theta_\delta}) = 1$$

$$\theta = -\left[\frac{k'r}{P} I_{com} + \theta_\delta + \frac{T(P)V_{Bg}}{T}\right]$$

Le dernier terme étant négligeable :

$$\theta = -\left(\frac{k'r}{P} I_{com} + \theta_\delta\right)$$

$$\theta_\delta = -\left(\theta + \frac{k'r}{P} I_{com}\right)$$

(I-1) $$\boxed{\delta = -\left(\Omega + k'r\, I_{com}\right)}$$ Avec $\delta = \delta_0 + \delta_{B_0} + \delta_\alpha$

Remarque : 1) θ peut se mesurer par pointage stellaire avec $\mathcal{R} = \theta'$

2)pour $I_{com} = 0 \quad \delta = -\mathcal{R}$

3)pour $\mathcal{R} = 0 \quad \delta = -k'_r I_{com}$

Par ailleurs : $V_F = F(P) V_\alpha$

$= F(P)[T\alpha + V_{B\alpha}]$

$= F(P)[T(\theta - \theta_{Te}) + V_{B\alpha}]$

$F(f_\theta) = F(f_{\theta_S}) = 1$

$= T(\theta - \theta_{Te}) + F(P) V_{B\alpha}$

Le dernier terme étant négligeable

$V_F = T(\theta - \theta_{Te})$

$V_F = T\alpha \quad$ avec $\alpha = \theta - \theta_{Te}$

$\alpha' = \mathcal{R} - \mathcal{R}_{Te}$

$$\boxed{\delta = -(\alpha' + \mathcal{R}_{Te} + k'_r I_{com})} \quad (I\text{-}2) \quad \text{avec} \quad \left| \begin{array}{l} \delta = \delta_0 + \delta_{\beta_0} + \delta_\alpha \\ \mathcal{R}_{Te} = f(\alpha) \end{array} \right.$$

α se mesure donc par le capteur angulaire de la cuve

Nous avons donc :

$$\delta = \delta_0 + \delta_{0\beta_0} + \delta_\alpha = -(\mathcal{R} + k'_r I_{com}) = -(\alpha' + \mathcal{R}_{Te} + k'_r I_{com})$$

$$\left.\begin{array}{lll} \text{pour} & I_{com} = 0 & \delta = -\mathcal{R} = -(\alpha' + \mathcal{R}_{Te}) \\ \text{pour} & \mathcal{R} = 0 & \delta = -k'_r I_{com} \\ \text{pour} & \alpha = 0 & \delta = -(\mathcal{R}_{Te} + k'_r I_{com}) \end{array}\right\} \quad (I\text{-}3)$$

On peut obtenir $\alpha = 0$ ($ou\ \Omega = 0$) de deux manières

1ère solution : régler manuellement I_{com} en essayant de maintenir $\alpha = 0$ ($ou\ \Omega = 0$)

2ème solution : le télescope étant en inertiel on ferme une deuxième boucle d'asservissement telle que :

$$I_{com} = k_{I_{com}}\, GT\alpha \quad (ou\ I_{com} = k_{I_{com}}\, GT\theta)$$

En effet :

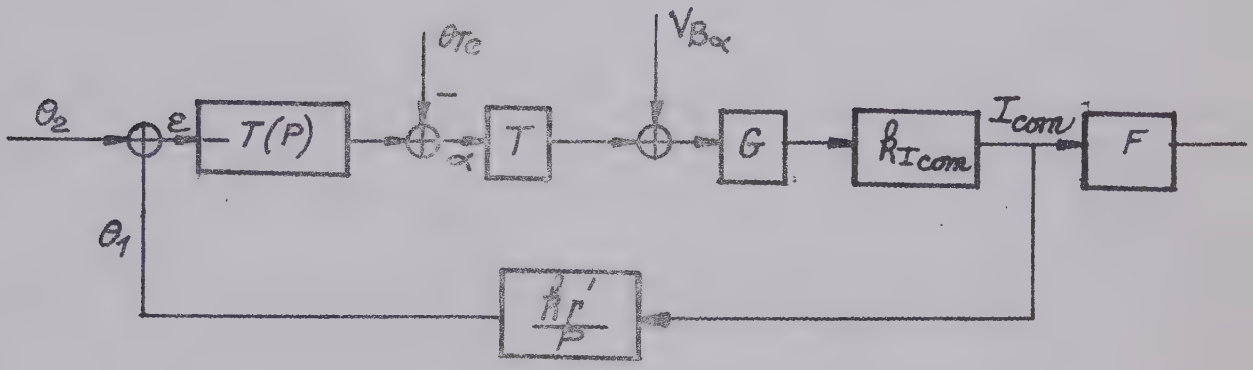


Fig I_2

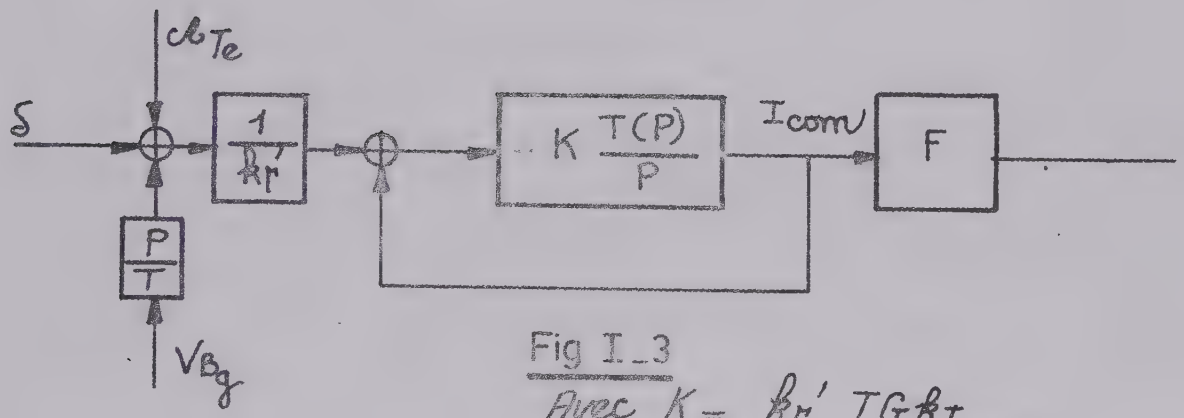


Fig I_3

Avec $K = k_r'\, TG k_{I_{com}}$

$$I_{com} = -\frac{1}{k_r'}\left(\delta + \delta_{Te} + \frac{P}{T} V_{Bg}\right)$$

$$-k_r'\, I_{com} = \delta + \delta_{Te} + \frac{P}{T} V_{Bg}$$

$$\delta = -\left[k_r'\, I_{com} + \delta_{Te}\right]$$

$$\delta_0 + \delta_{p_0} + \delta_\alpha = -\left(k_r'\, I_{com} + \delta_{Te}\right)$$

On est revenu à la formule précédente
En asservissant sur θ on aurait obtenu

$$\delta = - k_f' I_{com}$$

1.2 Dérive statique $\delta_a + \delta_0 \beta_0$

On l'obtient en prenant la moyenne de la dérive δ et en posant en plus $\delta_a = 0$

$$\left.\begin{array}{ll} \text{pour } I_{com} = 0 & \delta_0 + \delta_{0\beta_0} = - \overline{\Omega} = - (\overline{\alpha'} + \overline{\Omega_{Te}}) \\ \text{pour } \Omega = 0 & \delta_0 + \delta_{0\beta_0} = - k_f' I_{com} \\ \text{pour } \alpha = 0 & \delta_0 + \delta_{0\beta_0} = - (\Omega_{Te} + k_f' \overline{I_{com}}) \end{array}\right\} \quad (I\text{-}4)$$

La première méthode oblige à tenir compte de la rotation terrestre : $\Omega_{Te} = f(\alpha)$
La deuxième exige un pointage stellaire
La troisième semble la plus intéressante : le télescope asservi cuve par l'intermédiaire du courant moteur couple des gyros (ce n'est pas la méthode "asservi cuve" dont on a parlé précédemment)
A ces méthodes on peut en ajouter une autre, qui consiste à maintenir la valeur moyenne $\overline{\alpha} = 0$ et non la moyenne instantanée $\alpha = 0$. Pour ce faire il suffit de vérifier qu'en injectant un courant de commande constant ($I_{com} = cte$)

Au sol le télescope étant inertiel :

$$\theta = - N \left[\frac{k_f'}{p} I_{com} + \theta_\delta + \frac{(1+I_g p)}{T} V_{\beta_g} \right]$$

$$= - \left(\frac{k_f'}{p} I_{com} + \theta_\delta \right) - \frac{T(p)}{T} V_{\beta_g}$$

le dernier terme est négligeable

$$\theta = -\left(\frac{k'_r}{p} I_{com} + \theta_\delta\right)$$

avec $\alpha = \theta - \theta_c \quad \theta_c = \theta_{Te}$

$$\alpha = -\left(\frac{k'_r}{p} I_{com} + \theta_\delta + \theta_{Te}\right)$$

Injectons un courant de commande courant tel que : $\overline{\alpha} = 0$ $\quad (I_{com} = est)$

$$\frac{k'_r}{p} I_{com} + \overline{\theta_\delta} + \theta_{Te} = 0$$

$$k'_r I_{com} + \overline{\delta} + d_{Te} = 0$$

$$\delta_o + \delta_{o\beta_o} = -\left(d_{Te} + k'_r I_{com}\right) \qquad (I\text{-}5)$$

1.3. Dérive statique d'origine magnétique $\delta_{o\beta_o}$

Celle-ci s'obtient en mesurant $\delta_o + \delta_{o\beta_o}$ par l'une des méthodes précédentes en un premier temps avec l'expérience montée sur le télescope, en un deuxième temps sans expérience .

Exemple : en utilisant les deux dernières méthodes

$\overline{\alpha} = 0$ le télescope étant inertiel

d'où : $\alpha_F = \alpha'_F = 0$

$$\delta_o + \delta_{\beta_o} + \delta_a = -\left(k'_r I_{com} + d_{Te}\right)$$

$$\overline{\delta_o + \delta_{\beta_o} + \delta_a} = -\overline{\left(k'_r I_{com} + d_{Te}\right)}$$

$$\overline{\delta_a} = 0$$

Avec expérience : $\delta_o + \delta_{\beta_o} = - k'_\Gamma \overline{I}_{com_1} - \Omega_{Te}$

Sans expérience : $\delta_o = - k'_\Gamma \overline{I}_{com_2} - \Omega_{Te}$

$$\delta_{\beta_o} = k'_\Gamma (I_{com_2} - I_{com_1}) \quad (1\text{-}6)$$

1ère solution : régler manuellement I_{com} en essayant de maintenir $\alpha = 0$

2ème solution : le télescope étant toujours inertiel, on forme une deuxième boucle d'asservissement telle que : $I_{com} = k_{I_{com}} G + \alpha$

1-4. Dérive statique intrinsèque en gyro δ_o

Par soustraction $\delta_o = (\delta_o + \delta_{\beta_o}) - \delta_{\beta_o}$ (1-7)

1-5. Dérive aléatoire δ_a

Réglons I_{com} tel que $\alpha = 0$

$\delta_o + \delta_\beta = -(\overline{\Omega}_{Te} + k'_\Gamma I_{com})$ (autre façon de mesurer $\delta_o + \delta_{\beta_o}$)

$$\delta_o + \delta_\beta + \delta_a = -(\alpha' + \Omega_{Te} + d\Omega_{Te} + k'_\Gamma I_{com})$$

$$\delta_a = -(\alpha' + d\Omega_{Te}) \qquad d\Omega_{Te} = f(\alpha)$$

(I-7)

2. Coefficient de rappel k_g et k_{β_o}

Au sol, télescope asservi cuve, gyro en boucle ouverte

$$V_{\theta_d} = k_d \, k_{ds} \, \theta_d + V_{\beta_g}$$

$$\theta_d = \frac{HP}{k_g + k_{\beta_o} + fP + JP^2} \left[\theta_E + \theta_\delta + \frac{k_r}{HP} I_{com} - \frac{J}{H} \alpha_c \right]$$

Pour ce faire il suffit de tracer la fonction de transfert du gyro en boucle ouverte (par analyse harmonique)

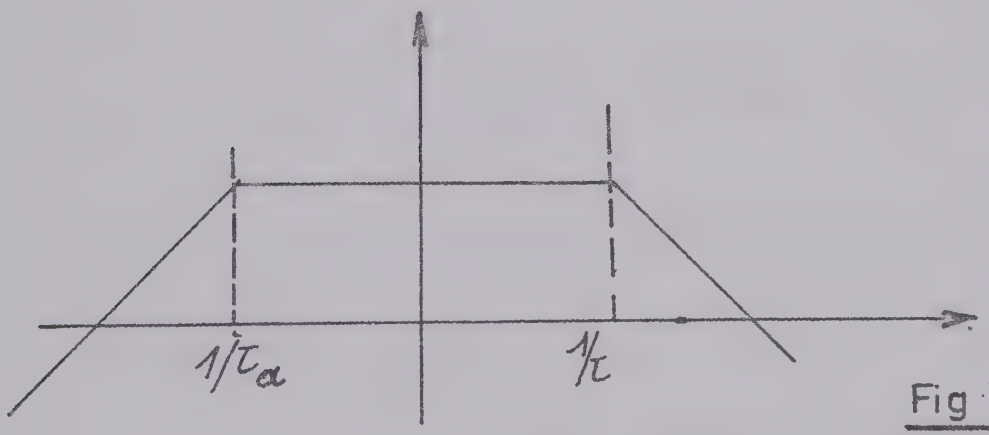


Fig I-4

$$\omega_{a_1} = \frac{k_g + k_{\beta_o}}{f}$$ avec expérience

$$\omega_{a_2} = \frac{k_g}{f}$$ sans expérience

d'où par soustraction

$$k_{\beta_o} = f \left(\omega_{a_1} - \omega_{a_2} \right)$$ (Fig I-8)

3. Bruit des gyros placés sur le télescope

3.1 Bruit des gyros en boucle ouverte

Télescope asservi à la cuve

Au sol $\theta_c = \theta_{Te} \rightarrow \theta = \theta_{Te}$

$$V_{\theta d} = V_{\beta g} + \frac{T}{(1+\tau_g p)} \left(\delta + \frac{k'_r}{p} I_{com} + d_{Te}\right)$$

Réglons le courant de commande tel que : pour I_{com} = cst on ait

$$\delta_a + \delta_{\beta_0} + \bar{\delta}_a + \frac{k'_r}{p} I_{com} + d_{Te} = 0$$

$$\delta_0 + \delta_{\beta_0} = -\left(\frac{k'_r}{p} I_{com} + d_{Te}\right)$$

c'est une façon de mesurer : $\delta_0 + \delta_{\beta_0}$

dès lors $V_\theta = V_{\beta g} + T\delta_a$ (I-9)

(il faut donc ajouter un passe-haut pour éliminer δ_a voir définition de la dérive)

3.2. Bruit des gyros : télescope en inertiel

$$V_{\theta d} = \frac{T}{(1+\tau_g p)} (\varepsilon + \theta_2)$$

$$= \frac{T}{(1+\tau_g p)} \left[T_\varepsilon(p)\theta_1 - T(p)\theta_2 + \theta_2\right]$$

$$= \frac{T}{(1+\tau_g p)} \left[T_\varepsilon(p)\theta_1 + (1 - T(p))\theta_2\right]$$

Or: $T_\xi(f_{\theta_1}) = 0 \quad$ car $f_{\theta_1} = 0$

$$V_{\theta d} = \frac{T}{(1+\tau_g P)}\left[1 - T(P)\right]\theta_2$$

$$= \frac{T}{(1+\tau_g P)}\left[1 - \frac{1}{1+2\xi_u \tau_u P + \tau_u^2 P^2}\right]\theta_2$$

$$= \frac{T}{(1+\tau_g P)}\left[\frac{1+2\xi_u\tau_u P+\tau_u^2P^2-1}{1+2\xi_u\tau_u+\tau_u^2P^2}\right]\theta_2$$

$$V_{\theta d} = \frac{T}{(1+\tau_g P)} \times 2\xi_u\tau_u P\left(1+\frac{\tau_u}{2\xi_u}P\right)T(P)\,\theta_2$$

$$(V_{\theta d})_{HF} = \frac{T}{(1+\tau_g P)}\theta_2 \quad \text{pour } f \ggg f_T \qquad (I\text{-}10)$$

En haute fréquence la tension de sortie des gyros est la même qu'en boucle ouverte

De plus en haute fréquence $\theta_2 = \dfrac{1+\tau_g P}{T} V_{Bg}$

d'où : $\boxed{(V_{\theta d})_{HF} = V_{Bg}}$ pour $f \ggg f_T$ (I-11)

3-3 Bruit des gyros bouclés en gyromètre

Le télescope étant asservi à la cuve, on mesure le bruit des gyros bouclés en gyromètre

pour

$\omega \ggg \omega_f \qquad V_{\theta d} = V_{Bg} \qquad (I\_12)$

(voir annexe I-4)

Le bouclage en gyromètre permet donc de mesurer le bruit haute fréquence des gyros.

Mais pour ce faire il faut : $\tau_f \gg \tau_J$ ou $\omega_f \ll \omega_J$

$$\omega_f = \frac{1}{\tau_f} = \frac{K}{f} \qquad f = \frac{H}{G}$$

$$\omega_J = \frac{1}{\tau_J} = \frac{f}{J} = \frac{1}{\tau_g} \qquad J = \tau_g \frac{H}{G}$$

$$K = k_d\, k_{ds}\, k_{I/V}\, k_r \qquad k + k_{B_0} \ll K$$

On n' a donc pas intérêt à prendre k trop élévé

Prenons par exemple : f_f = 1Hz

4. Bruit des capteurs angulaires : télescope cuve V_{B_α}

Cette mesure n'offre aucune difficulté, elle peut se faire en boucle ouverte, ou en asservi cuve dans ce cas on ne mesure que le bruit HF. La mesure en boucle ouverte se fait très facilement, la mesure en boucle fermée, se faisant plus difficilement, elle perd de son intérêt.

5. Paramètres du télescope

5.1. Mesure de k, f, J, f_f, ξ, τ

Ces paramètres se déduisent de l'analyse harmonique du télescope (voir 1ère partie Fig.II-3)

5.2. Mesure de k_1

Au sol, le télescope asservi cuve

$$\Gamma_m = T(P)\left[J P^2 \Omega_{Te} - (\Gamma_P + k_1 \theta_L)\right] + T\Gamma_m\, \theta_1(P) \frac{(1+\tau_g P)}{T}(V_1 + V_{1B}) + A_2(P) V_2$$

$P^2 \Omega_{Te} = V_1 = V_2 = 0$

$V_{1B} \approx 0$ par filtrage

$$\Gamma_m = -T(P)(\Gamma_p + k_1 \theta_L)$$

Par ailleurs $\Gamma_p = \Gamma_f + \Gamma_g + \Gamma_e + \Gamma_b$

$\Gamma_g = \Gamma_c = 0$

$$\Gamma_m = -T(P)(\Gamma_f + \Gamma_b + k_1 \theta_L)$$

Enfin $V_I = -\dfrac{\tau \Gamma_m}{k_m}$

$$V_I = \frac{\tau}{k_m} T(P)(\Gamma_f + \Gamma_b + k_1 \theta_L)$$

or $\Gamma_{b_T} = a_{20}$ car : $\theta_T = \gamma_z = \gamma_y = \theta_{Ra} = 0$

$\Gamma_{b_L} = a_{30} + a_{32}\,\theta_T$ car $\theta_R = \theta_L = \gamma_z = \gamma_x = \theta_{La} = 0$

$$V_{I_T} = \frac{\tau}{k_m} T(P)\left(\Gamma_{b_T} + a_{20} + k_{1_T} \theta_L\right)$$

$$V_{I_L} = \frac{\tau}{k_m} T(P)\left[\Gamma_{b_L} + a_{30} + \left(a_{32} + k_{1_L}\right)\theta_T\right]$$

Par analyse harmonique :

$$V_{I_T} = \frac{\tau}{k_m} k_1 \theta_L \rightarrow \qquad \boxed{k_{1_T} = V_{I_T} \frac{k_m}{\tau} \times \frac{1}{\theta_L}}$$

$$V_{I_L} = \frac{\tau}{k_m}\left(\theta_{32} + k_{1_L}\right)\theta_T \rightarrow \qquad \boxed{a_{32} + k_{1_L} = V_{I_L} \frac{k_m}{\tau} \frac{1}{\theta_T}} \qquad (I\_13)$$

5.3 - Mesure du balourd x, y, z et des coefficients a_{ij}

Ce n'est rien d'autre que la mesure des coordonnées x, y, z du centre de gravité du télescope.
Au sol, asservi cuve, télescope équilibré : on mesure les couples moteurs pour deux positions angulaires du puits θ_1, θ_2 deux valeurs de θ_{TC}

On démontre en annexe :

$$\left.\begin{aligned} x &= \frac{C_y}{Mg\sin\theta} \\ y &= \frac{\frac{C_{x_1}}{\cos\theta_1} - \frac{C_{x_2}}{\cos\theta_2}}{Mg(tg\theta_2 - tg\theta_1)} \\ z &= \frac{\frac{C_{x_1}}{\sin\theta_1} - \frac{C_{x_2}}{\sin\theta_2}}{Mg(\cot g\theta_1 - \cot g\theta_2)} \end{aligned}\right\} \quad (I-14)$$

On en déduit

$$\left.\begin{aligned} a_{20} &= Mg(z\cos\theta_{T_0} - y\sin\theta_{T_0}) & a_{31} &= Mgz\cos\theta_{T_0} \\ a_{22} &= -Mg(z\sin\theta_{T_0} + y\cos\theta_{T_0}) & a_{32} &= -Mgx\cos\theta_{T_0} \\ a_{30} &= -Mgx\sin\theta_{T_0} & a_{33} &= -Mgz\sin\theta_{T_0} \end{aligned}\right\} \quad (I-15)$$

6. Perturbations appliquées sur le télescope

6.1. Mesure du couple perturbateur global : Γ_1

En vol et en inertiel :

$$\Gamma_m = T_{\Gamma m}\theta_1(\theta_1+\theta_2) - A_2(P)T_\varepsilon(P)V_2 - T(P)\Gamma_1$$

$$\theta_1 = \frac{k_\Gamma}{P} I_{com} + \frac{(1+\tau_\Gamma P)}{T} V_1$$

$$\theta_2 = \theta_S + k_S(1-\tau_S p)\theta_L + \frac{(1+\tau_g p)}{T} V_{Bg}$$

$$\delta = \delta_0 + \delta_{B0} + \delta_a$$

posons : $\frac{k_r}{p} I_{com} + \delta_0 + \delta_{B_0} = 0$

$$V_1 = 0$$

$$V_{Bg} \approx 0$$

$$\theta_L \approx 0$$

$$\Gamma_m = T\Gamma_m \theta_1(p)\,\delta_a - T(p)\Gamma_1$$

$$\boxed{\Gamma_m \approx -T(p)\Gamma_1} \quad (I\text{-}16) \quad \text{avec} \quad \boxed{V_I = -\frac{n}{k_m}\Gamma_m} \quad (I\text{-}17)$$

$$\boxed{\Gamma_1 = \frac{k_m}{n} V_I} \text{ pr } f < f_T \qquad (I\text{-}18)$$

Rappelons :

$$\Gamma_1 = \Gamma_P + \frac{1}{k}(1+2\xi\tau p)\theta_2 + k_1 \alpha_L$$

$$\Gamma_P = \Gamma_f + \Gamma_g + \Gamma_c + \Gamma_e + \Gamma_a + \Gamma_o + \Gamma_{\Delta p}$$

$$\Gamma_{bT} = a_{20} + a_{22}\theta_T + Mg(y\gamma_z - z\gamma_y)$$

$$\Gamma_{bL} = a_{30} + a_{31}\theta_R + a_{32}\theta_T + a_{33}\theta_L + Mg(\alpha\gamma_z - z\gamma_\alpha)$$

6.2. Mesure du couple aérodynamique Γ_a

C'est l'une des mesures la plus difficile à réaliser, aussi ne peut on en avoir qu'un ordre de grandeur.
En vol, en inertiel, on mesure le couple moteur , tantôt avec le bouchon (puits fermé vers l'extérieur), tantôt sans bouchon , et on obtient :

$$\Gamma_a = \Gamma_{avec} - \Gamma_{sans} \qquad (I\text{-}19)$$

$\Gamma_{avec} = \Gamma_1$ avec bouchon

$\Gamma_{sans} = \Gamma_1$ sans bouchon

6.3. Mesure des vibrations $\gamma_x, \gamma_y, \gamma_z$

La mesure est directe, il suffit de placer 3 accéléromètres sur la platine d'expérience, parallèles et de même sens que les axes de coordonnées du télescope.
(voir annexe Fig. II-2)

7. Mouvements angulaires du télescope

7.1. Mesure de θ_T, θ_L

Cette mesure est également directe, pour ce faire, on pointe une étoile et à l'aide du pointeur on repère les coordonnées x, y de l'étoile visée sur l'écran du monitor. Par la suite un suiveur de spot fournira en temps réel les coordonnées de l'étoile et donc les mouvements angulaires : θ_T et θ_L

7.2. Mesure de θ_R

La mesure est ici plus difficile . On pointe une étoile choisie comme référence, au centre du monitor et on détermine le mouvement angulaire θ_R par l'intermédiaire d'une deuxième étoile θ_T, θ_L étant négligeables devant θ_R le télescope n'étant pas asservi en roulis.

8. Mouvements angulaires de l'avion

8.1. Mesure de θ_{Ra}, θ_{Ta}, θ_{La}

Ces angles sont fournis par les instruments de bord.

8.2. Mesure de θ_{TA} θ_{LA}

Le télescope étant en pointage stellaire, il suffit de relever les angles mesurés par les capteurs angulaires du télescope changés de signe. (les mouvements du télescope étant négligeables par rapport à ceux de l'avion)

8.3. Mesure de θ_{RA}

$\theta_{RA} = \theta_R$ on est donc ramené à la mesure de θ_R du § 7-2

9. Vibrations de l'avion

9.1. Mesure de γ_{x_a}, γ_{y_a}, γ_{z_a}

La mesure s'effectue comme pour la mesure de $\gamma_x, \gamma_y, \gamma_z$ mais cette fois les accéléromètres sont fixés directement sur l'avion, le plus proche possible du télescope . (voir fig. I-1)

10. Les non-linéarités

10.1. Les non linéarités simples

Les saturations telles que :

N_3 saturation de la détection synchrone
N_5 butée mécanique du télescope

se mesurent sans aucune difficulté

N_1 seuil de pilotage, ne pose également aucun problème
N_6 frottement sec : ici le problème est plus difficile car le frottement sec s'analyse mal par la méthode du premier harmonique. Le télescope étant sur maquette et en boucle ouverte, on injecte un couple en dent de scie de faible amplitude et de fréquence 10^{-3} Hz $< f < 10^{-2}$ Hz. S'il y a frottement sec le télescope se déplace en marches d'escalier.

On mesure ainsi le frottement statique : Γ_s

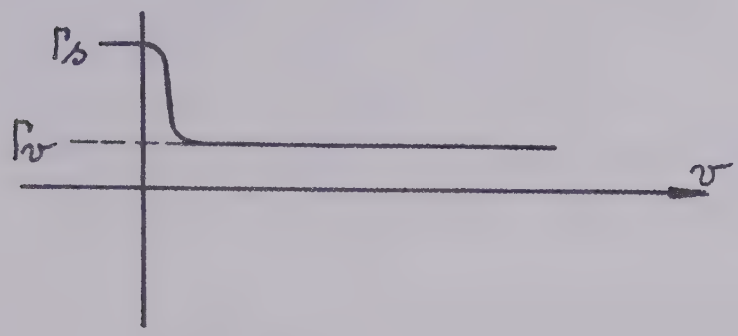


Fig-I_5

En asservi cuve et en imposant une vitesse constante on mesure le couple nécessaire pour vaincre le frottement dynamique Γ_v

$$\Gamma_m = -T(P)\,\Gamma_p + \frac{T_{\Gamma m \theta_1}(P)}{T} V_1 \qquad \text{(I-20)}$$

$$\text{avec : } V_I = -\frac{r\,\Gamma_m}{k_m}$$

$$T(P) = 1$$

$$\Gamma_p = \Gamma_f + \Gamma_b$$

$$\Gamma_{b_T} = a_{20} + a_{22}\,\theta_T$$

$$\Gamma_{b_L} = a_{30} + a_{32}\,\theta_T + a_{33}\,\theta_L$$

$$T_{\Gamma m \theta_1}(P) = k$$

$$V_1 = at \quad \text{et} \quad (\theta_T \text{ ou } \theta_L) = \frac{V_1}{T} = \frac{at}{T}$$

$$V_I = -\frac{r}{k_m}\left[-(\Gamma_f + \Gamma_b) + \frac{k}{T} at\right]$$

$$V_I = \frac{r}{k_m}\left[(\Gamma_f + \Gamma_b) - \frac{k}{T} at\right]$$

$$V_{I_T} = \frac{r}{k_m}\left[(\Gamma_f + a_{20}) + (a_{22} - k)\frac{at}{T}\right]$$

$$V_{I_L} = \frac{r}{k_m}\left[\Gamma_f + a_{30} + (a_{33} - k)\frac{at}{T}\right] \text{ Avec } \theta_T = 0$$

10-1. Les non-linéarités complexes

Parmi les non linéarités complexes il nous faut surtout citer l'anisoélasticité du télescope que nous appelons N_7. Cette non linéarité apparait sur la Fig. II-3 dans la 1ère partie. Aucune mesure de rigidité n'a été effectuée, nous avons évité ce domaine en contruisant le télescope le plus rigide possible et en limitant la bande passante de l'asservissement.

En résumé, du point de vue mesure on s'est contenté seulement de constater la présence de cette non-linéarité dans l'analyse harmonique sans cependant, sous-estimer son influence (voir partie I- conclusions 3).

CHAPITRE II - RESULTATS EXPERIMENTAUX

Historique

1969 Naissance et étude de la faisabilité du projet
1970 et 1971 Réalisation
1972 Fin de la réalisation et vols de qualification mécanique
1973 Vols technologiques et premiers vols scientifiques
1974 Changement des gyros et deuxième mission scientifique

Voir annexe V Tableau des vols

1. Sur maquette

1. 1. Réponse harmonique du télescope

1.1.1. en boucle ouverte

La réponse harmonique du télescope en boucle ouverte a déjà été donnée (voir partie I Fig. II-3) et nous en avons déduit les paramètres k, f, J.

La figure II,1 du présent chapitre montre la faible influence du tuyau de pompage sur la réponse harmonique. (tuyau nécessaire à l'expérience scientifique embarquée).

Ces courbes ont été réalisées en tangage, en mode asservi cuve. Remarquons que les Figs. II-1 II-6, II-7 montrent également la faible influence du tuyau sur la raideur k.

1.1.2. en boucle fermée (voir partie I, fig. III-5)

Cette courbe a également été relevée en tangage en mode asservi cuve.

1-2 Réponse indicielle du télescope

Relevons les réponses indicielles en tangage du télescope (voir Figs. II-2, II-3, II-4)

Réponse harmonique du télescope.

en θ_T (θ_L ass. cuve)

—— avec tuyau

---- sans tuyau

équilibré à 0,2 mv/3°

$k = 35{,}7$ Nm/rd (6,35 kg-cm/deg

Soufflet seul :

$k = 5{,}2$ Nm/rd (0,93 Kg cm/deg

$Q = 7{,}1$ $\xi = 7 \cdot 10^{-2}$

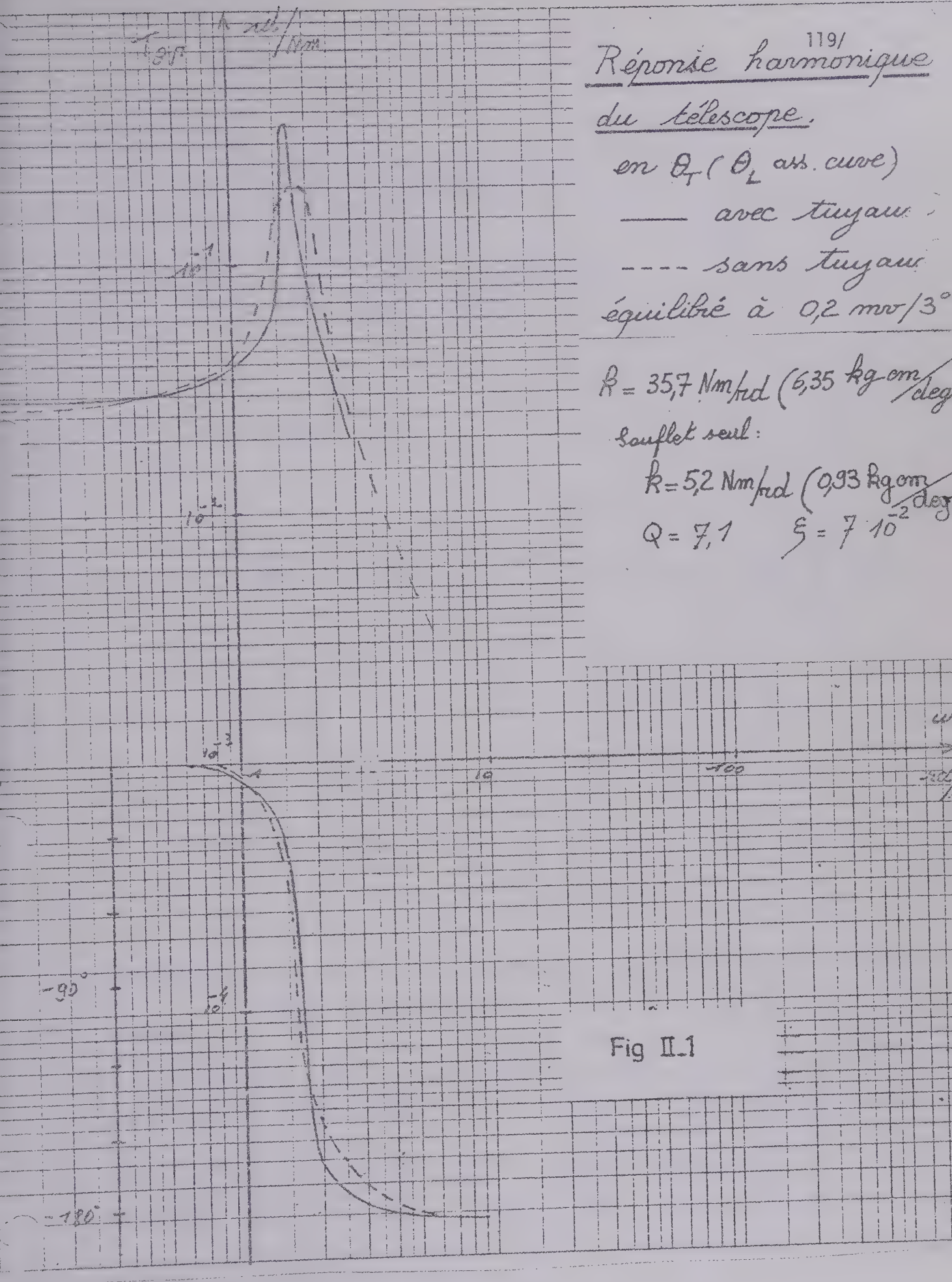


Fig II_1

Conditions de l'expérience :

- sur maquette
- équilibrage 2mV/3°
- $\varphi_L = 0$ (lacet asservi à la cuve)
- sans tuyau de pompage

On en déduit :

$$\frac{S_{1\,max}}{S_\infty} = \delta = 1 + e^{-\pi \operatorname{tg}\varphi} \rightarrow \operatorname{tg}\varphi = -\frac{1}{\pi} \operatorname{lg}(\delta - 1)$$

$$\xi = \sin\varphi$$

$$Q = \frac{1}{2\xi}$$

$$\omega_0 = \frac{\pi}{t_1 \cos\varphi}$$

$$t_s \approx \frac{4}{\xi \omega_0}$$

mode	fig	$S_{1\,max}$ div	S_∞ div	t_1 sec	δ	ξ	Q	ω_0 rd/sec	t_s 2%
boucle ouverte	II-3	12,5	8	1,5	1.56	0,18	2,78	2,13	10,
ass. cuve	II-4	28	21	0,12	1.33	0,33	1,52	27,7	0,4
inertiel	II-5	29	20,5	0,11	1,41	0,27	1.85	29,7	0,5

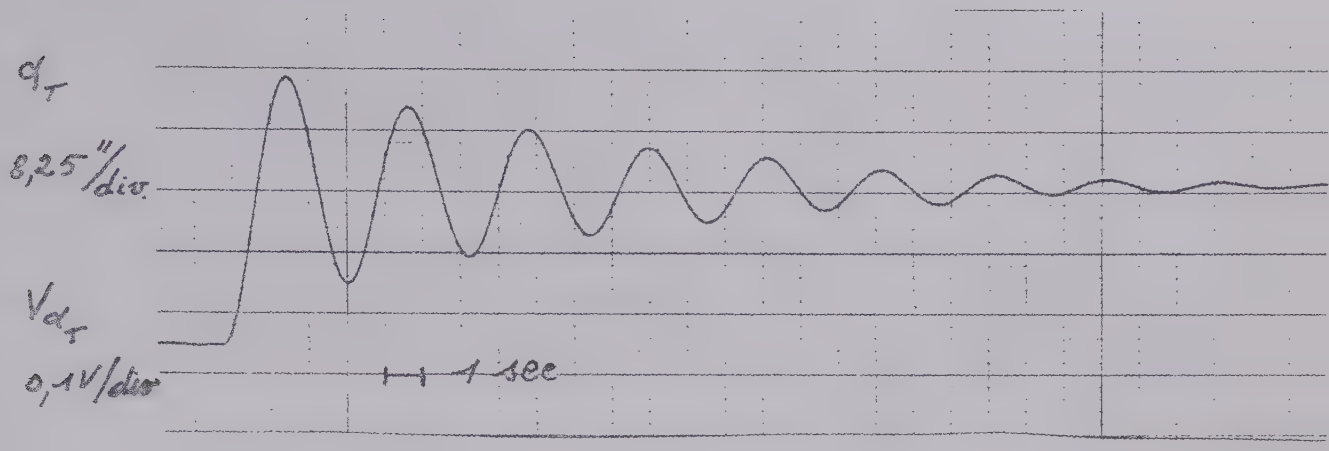


Fig. II-2- Réponse indicielle en boucle ouverte

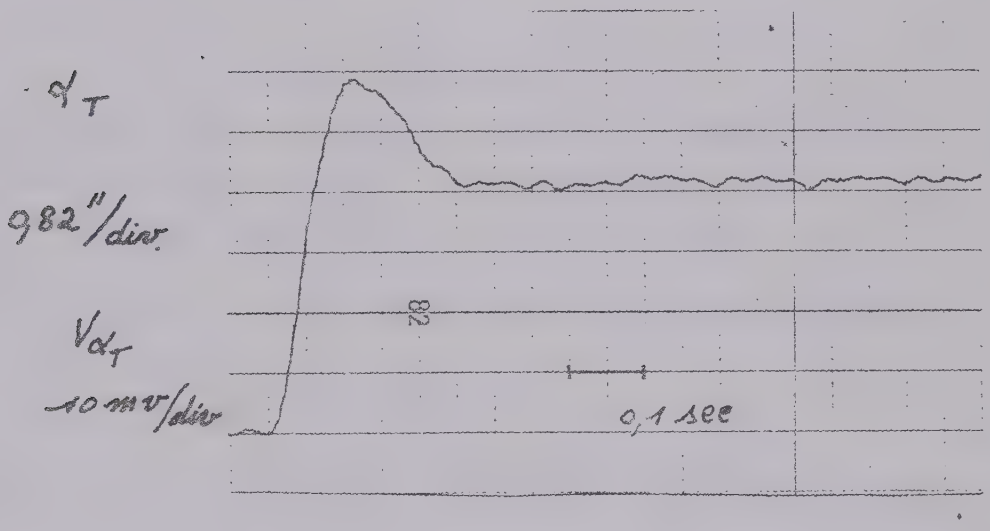


Fig. II-3 Réponse indicielle en mode asservi cuve

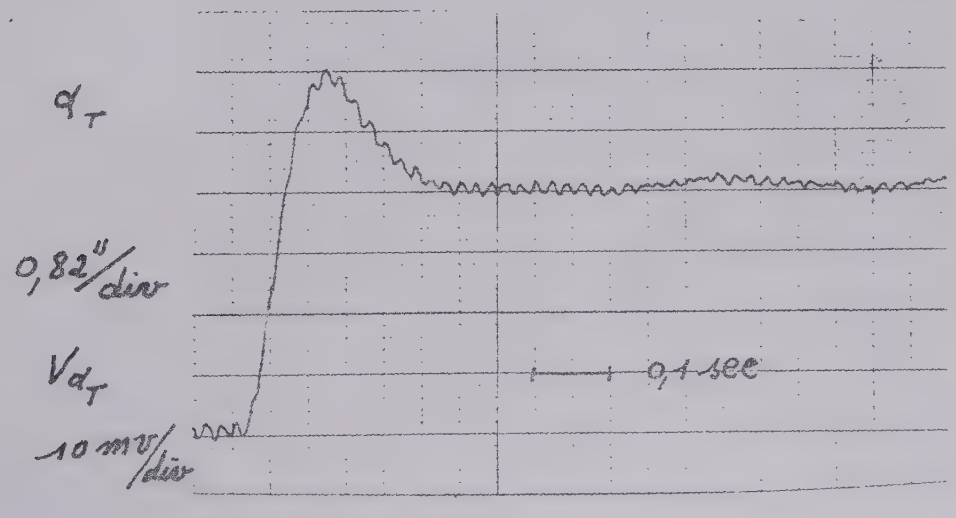


Fig. II-4 Réponse indicielle en inertiel

1-3 Couplage d'un axe sur l'autre

Pour relever la réponse harmonique d'un axe sur l'autre, soit plus exactement $T_{\theta_T \theta_L} = \frac{\theta_T}{\theta_L}$

il faut travailler en boucle ouverte et en tangage, en mode asservi cuve en lacet. Imposons un mouvement sinusoïdale en lacet et relevons θ_T en fonction de θ_L :on obtient ainsi la Fig. II-5

Aux basses fréquences : $T_{\theta_T \theta_L} = \frac{k_1}{k}$

On en déduit $7\ Nm/rd = k_1\ (1{,}25\ kg\ cm/°)$

1-4 Non linéarités

En amplitude faible, k est à peu près linéaire, Fig. II-6 et 7
En grande amplitude k devient non linéaire, Fig. II-8

$$2{,}56\ Nm/rd < k < 28\ Nm/rd$$

Cette même figure 8 fait apparaître un couple de frottement

$$\Gamma f = 28{,}6\ gr\ cm.$$

Enfin la Fig. II-9 fait apparaître une non linéarité sur le coefficient k_1 (couplage d'un axe sur l'autre) elle n'apparaît qu'à grande amplitude. On pourrait l'expliquer par un glissement des fils de connexion électrique.

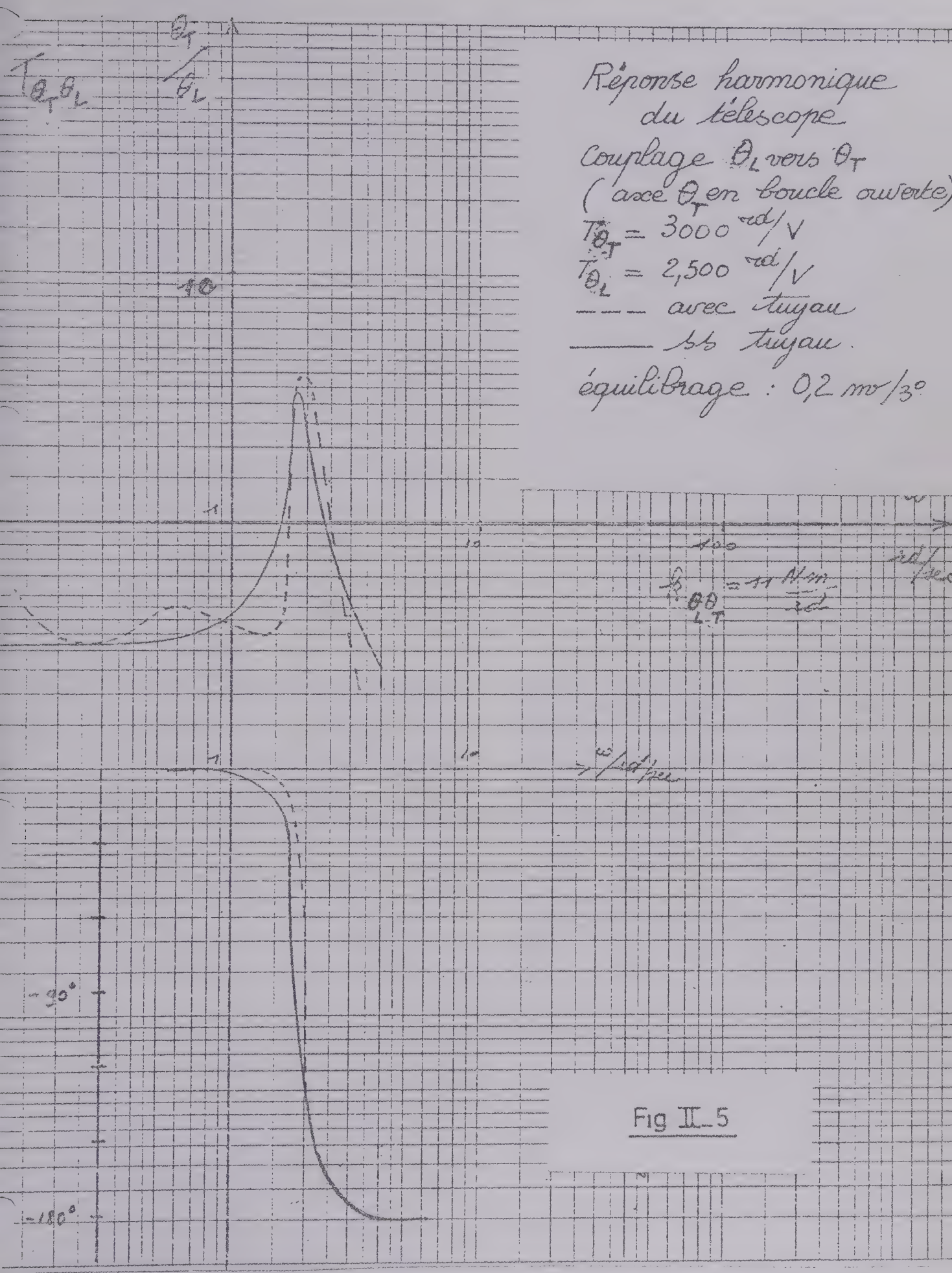
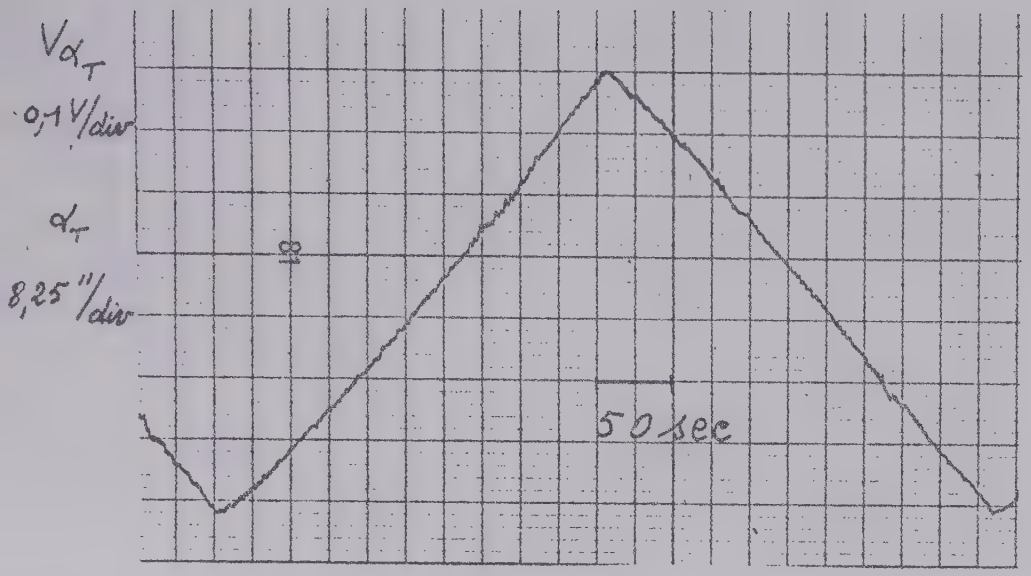

Réponse harmonique
du télescope
Couplage θ_L vers θ_T
(axe θ_T en boucle ouverte)
$T_{\theta_T} = 3000$ rd/V
$T_{\theta_L} = 2,500$ rd/V
---- avec tuyau
—— ss tuyau
équilibrage : 0,2 mV/3°
$T_{\theta_T \theta_L}$
θ_T
θ_L
-90°
-180°
rd/sec

Fig II_5



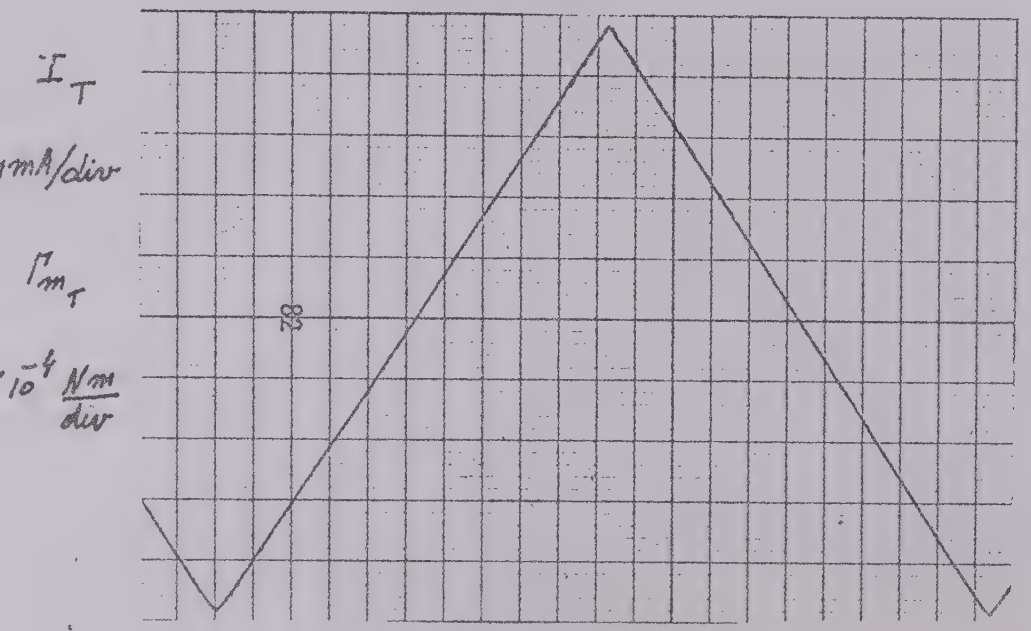
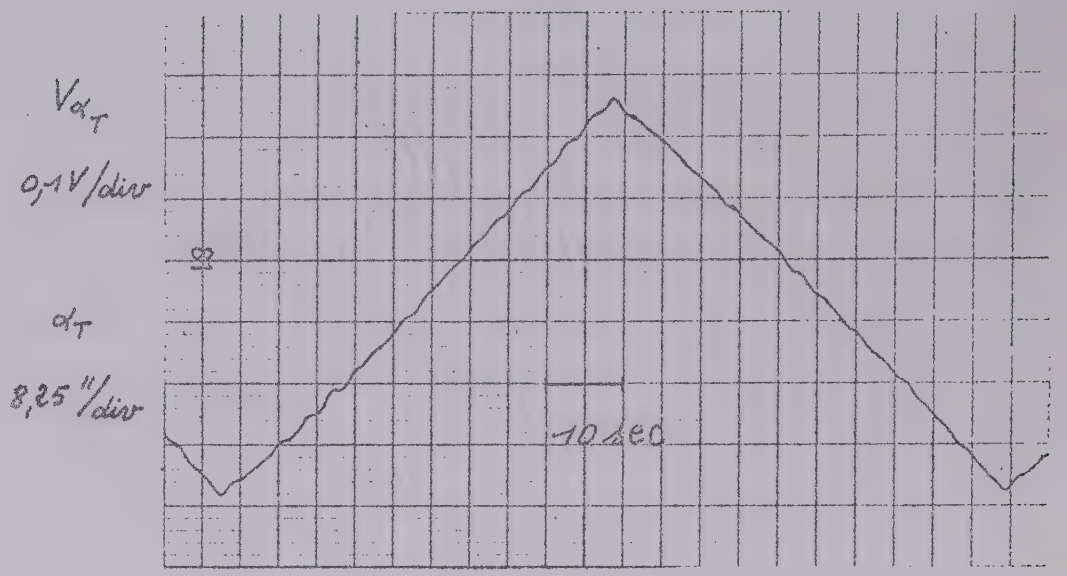


fig.II-6 mesure de k sans tuyau



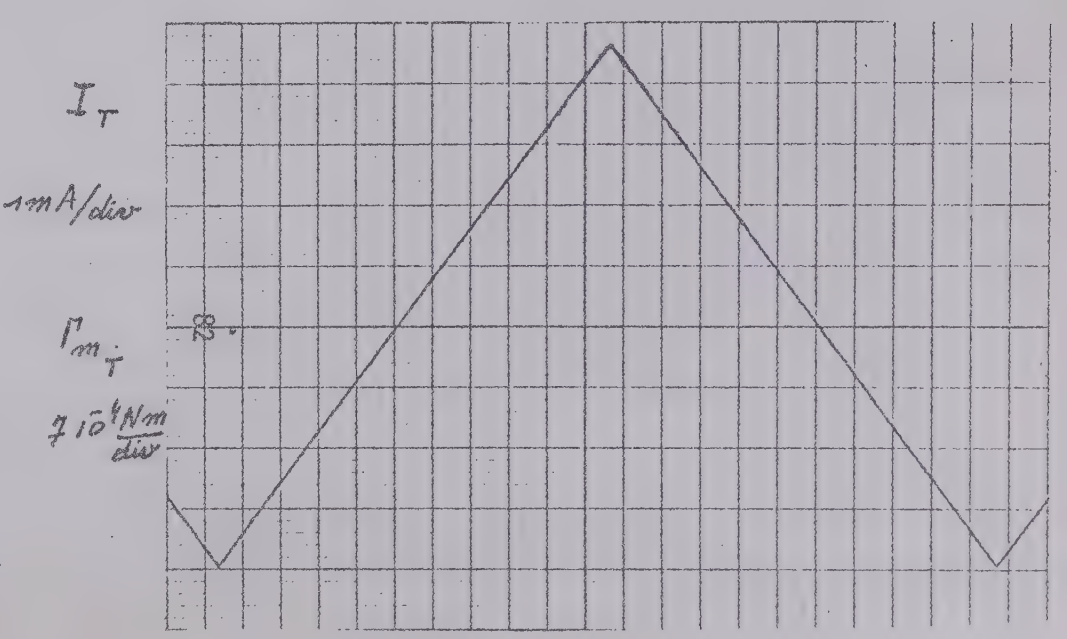


fig. II-7 mesure de k avec tuyau

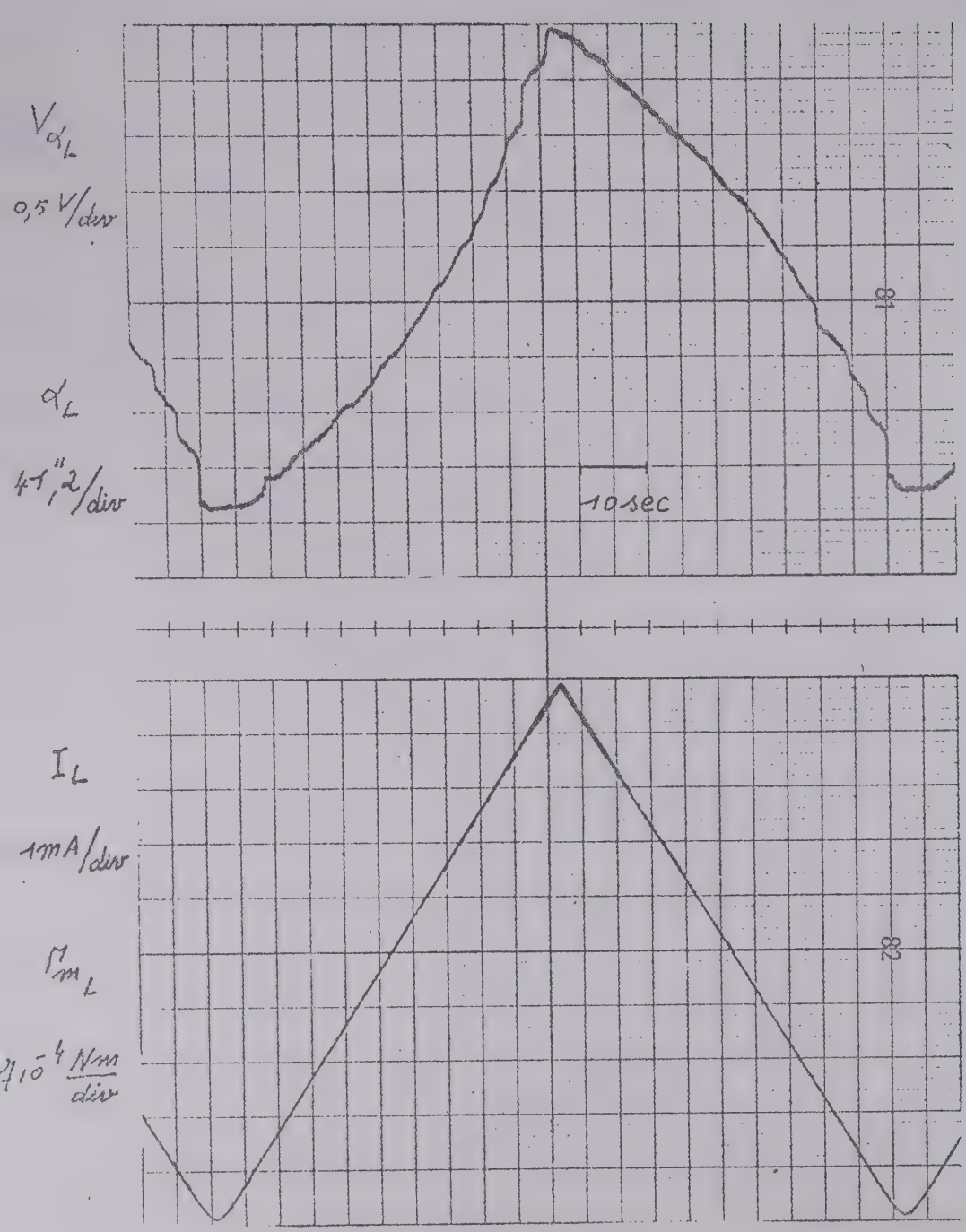
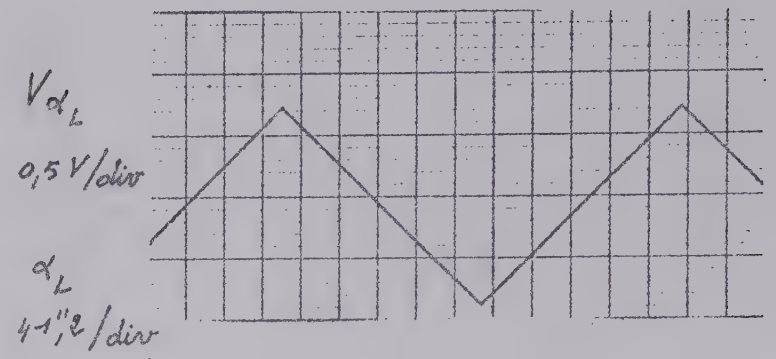


fig. II-8 non linéarité de k



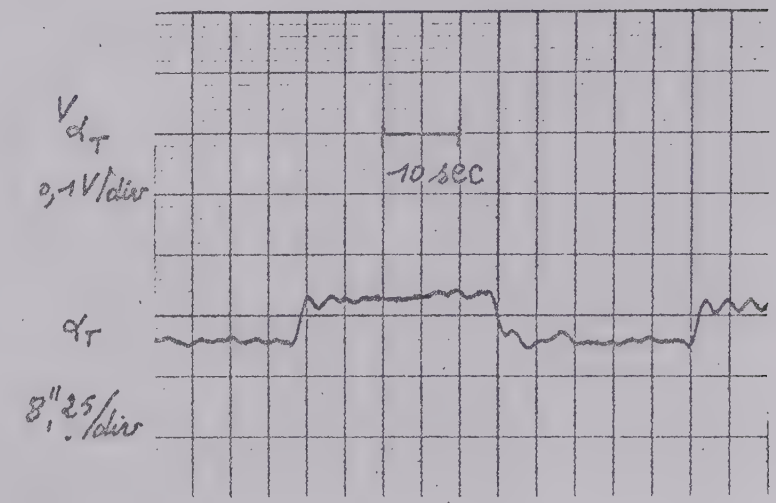


fig. II-9 non linéarité de k_1

1-5 Précision de pointage en inertiel

Relevons la précision de pointage en inertiel sur maquette. Pour ce faire relevons le mouvement angulaire du télescope par rapport à la cuve durant un temps très court. La dérive à longue échéance étant moins importante car rattrapée par le pilotage. Ajoutons également qu'il a fallu injecter un courant dans les moteurs couples des gyros afin de compenser la dérive apparente des gyros due à la rotation terrestre.

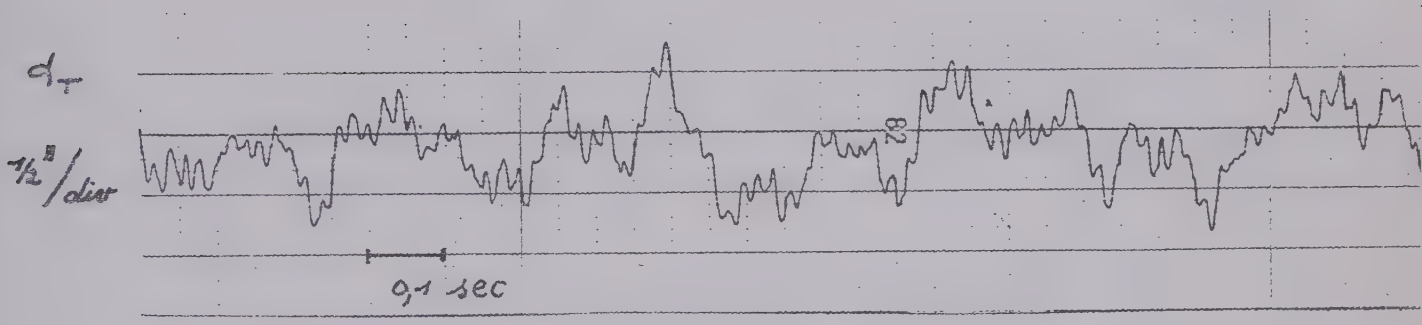


Fig. II-10

2. A bord d'avion

2.1. Vols de qualification

Vols durant lesquels on vérifie uniquement l'aspect sécurité. Ces vols sont nécessaires par la présence de perturbations aérodynamiques (vibrations anormales de l'avion) crées par l'absence de hublot devant le télescope.

Ces perturbations ont pu être éliminées par la pose d'un déflecteur de largeur comprise entre 4 et 12 cm.

Pour déterminer le déflecteur quatre vols ont été nécessaires: vols n° 1092, 1093, 1094, 1105 (voir tableau des vols en annexe)

2.2. Choix du déflecteur

Les perturbations aérodynamiques étant l'une des causes importantes de dépointage il était capital de déterminer le déflecteur optimum. Pour ce faire, il a suffit d'examiner

en vol les mouvements plus ou moins rapides de "bouts de laine" fixés en plusieurs endroits du télescope.

vol n° 1092 sans déflecteur
vol n° 1095 avec déflecteur de 4cm
vol n° 1105 avec déflecteur de 12cm

Seul le déflecteur de 12cm rendait les bouts de laine immobiles, c'est donc ce déflecteur qui fut adopté.

2.3. Interdiction de mettre un baffle sur le télescope

La pose d'un baffle sur le télescope, souhaité pour des raisons scientifiques, a montré, au cours du vol n° 1317, un accroissement du couple aérodynamique tel que tout baffle semble interdit. Seule une étude aérodynamique poussée pourrait peut être trouver une solution, de toutes façons cette recherche est hors de portée de notre cadre budgétaire.

2.4. Mesure du couple aérodynamique Γ_a

La réussite du premier vol inertiel (vol n° x_1 à 27.000 pieds) a montré la nécessité de mettre un caoutchouc de rappel. Celui-ci est destiné à compenser la composante continue horizontale non négligeable de la poussée aérodynamique $\Gamma_o = 6\ kg\,cm$ et cela afin de soulager le moteur couple d'asservissement $(\Gamma_m)_{max} = 14\ kg\,cm$

Par la suite nous avons constaté que Γ_o était lié à bon nombre de paramètres tels que : altitude, vitesse des réacteurs, température, pression ... nous sommes donc obligés de régler Γ_o au cours de chaque vol.

2.5. Mouvements angulaires de l'avion

La Fig. II-11, montre le mouvement angulaire du télescope dans le puits au cours du vol n° 1326 (altitude 35.000 pieds) Le télescope étant en inertiel piloté, c'est-à-dire pointé sur étoile un opérateur corrigeant la dérive des gyros.

Dans ce cas α_L et α_T traduisent bien les mouvements angulaires de l'avion. A l'examen de la figure on y voit deux fréquences prédominantes d'une amplitude 1,14 minute d'arc de période 5 sec, l'autre de 7,1 min. d'arc de période 80 sec. L'erreur de pointage due au mouvement angulaire de l'avion étant donnée par la formule suivante :

$$\theta = \beta(1+2\xi\tau p)\, T_{\theta\Gamma_2}(p)\, \theta_\alpha$$

On en déduit une erreur de pointage de 1,5 sec d'arc, ce qui est acceptable.

2.6 - Courant de bruit des moteurs couples

Nous avons relevé le courant des moteurs couples :

- dans le temps :
  - . en lacet : Fig. II-12, II-13, II-14
  - . en tangage : " II-15, II-16, II-17

leur amplitude est raisonnable par rapport au courant de saturation des moteurs (I_{max} = 2A)

- en fréquence :
  - . en lacet : Fig. II-18, II-19, II-20
  - . en tangage: résultats non publiés car très semblables aux précédents

nous nous sommes limités ici à la bande de fréquence de 20 Hz à 100 Hz. Domaine de fréquence des expériences embarquées et utiles pour l'étude des interactions électriques.

2.7 - Efficacité du filtrage des accélérations mécaniques par la cuve

- Vol n° 1317
- Altitude 25000 pieds
- Télescope bloqué, avec baffle

On place un triple accéléromètre sur la table du télescope, dont les deux axes sensibles sont parallèles aux axes du télescope (1ère partie, Fig. I-4)

a) dans le temps :

on obtient les vibrations :

- de la table d'expérience (Fig. II-21 à II-23)
- de la porte (Fig. II-24 à II-26)

En appelant : $G = \frac{\gamma \text{ table}}{\gamma \text{ porte}}$

On déduit :

f Hz	Gx	Gy	Gz
< 60	1	1	1
= 60	3	5	1,5
> 200	1/3	1/4	1/4

Le filtrage mécanique est donc très peu efficace, voir même néfaste.

Il semblerait qu'au-dessus de 200Hz les perturbations aérodynamiques prennent le relais, mais pour en être certain il faudrait effectuer un vol avec bouchon.

b) en fréquence :

on obtient les vibrations :

- de la table d'expérience (Fig. II-27 à II-32)
- de la porte (Fig. II-33 à II-38)

2.8. Vibrations de la table du télescope

Nous nous plaçons du côté de l'utilisateur qui désire connaitre les vibrations de la table d'expérience. Pour ce faire nous avons placé un triple accéléromètre sur la table d'expérience, les axes sensibles étant parallèles aux axes du télescope (1ère partie, fig. I-4).

Les mesures ont été faites en plusieurs configurations :

- Au point fixe : régime des réacteurs : 5.000 t/min

- En vol plané : vol n° 1345
  altitude 31000 à 25000 pieds
  vitesse relative 390 noeuds
  régime des réacteurs 2000 t/ min
- En vol : vol n° 1345
  altitude 31000 pieds
  régime des réacteurs 7600 t/min

Les résultats sont les suivants :

a) dans le temps :
   γ_y (Fig. II-39 à II-41)

b) en fréquence :
   γ_x (Fig. II-42 à II-47)
   γ_y (Fig. II-48 à II-51)
   γ_z (Fig. II-52 à II-57)

f		télescope		
min Hz	max Hz	Bloqué avec baffle $\frac{\gamma \text{ table}}{\gamma \text{ porte}}$	asservi cuve sans baffle $\frac{\gamma \text{ vol}}{\gamma \text{ point fixe}}$	asservi cuve sans baffle $\frac{\gamma \text{ vol}}{\gamma \text{ vol plané}}$
10	60	1	1	1
80		3		
200	1000	1/4	6	1

Il semblerait que les vibrations de 1Hz à 80Hz seraient dues aux réacteurs, tandis que celles comprises entre 200Hz et 1000 Hz seraient dues aux perturbations aérodynamiques.

2-9 Précision de l'asservissement à la cuve

Vol n° 1345
Altitude 31000 pieds
Régime des réacteurs 7600 t/min

Pour ce faire il suffit de relever l'angle que fait l'axe du télescope avec l'axe de la cuve, c'est-à-dire α_L et α_T

(Figs II-58 et II-59)
Précision largement suffisante

2-10 Précision de pointage

Pour mesurer la précision de pointage obtenu, il suffit de relever les coordonnées de l'étoile visée par rapport à un système d'axe de coordonnées liées au pointeur.

La Fig. II-60 nous donne la précision (20 secondes d'arc RMS), mesure obtenue au cours d'un pointage sur Vénus (juin 1973 - vol n° 1124). Le graphique est obtenu à partir de photos prises au travers du pointeur à la cadence de 2 par seconde.

En 1974, le système de pointage a été équipé de gyros plus performants, ceux-ci nous ont permis d'obtenir la précision de 10 secondes d'arc RMS. Cette précision a été mesurée visuellement sur le monitor à partir des bandes vidéo enregistrées au cours des vols n° 1323, 1325, 1326, 1327 et 1344. Pour obtenir un graphique semblable à la Fig. II-60 il nous faut attendre un suiveur de spot qui nous permettra de déterminer les coordonnées de l'étoile à partir du signal vidéo. Ce suiveur de spot sera installé pour la campagne de juin 1975.

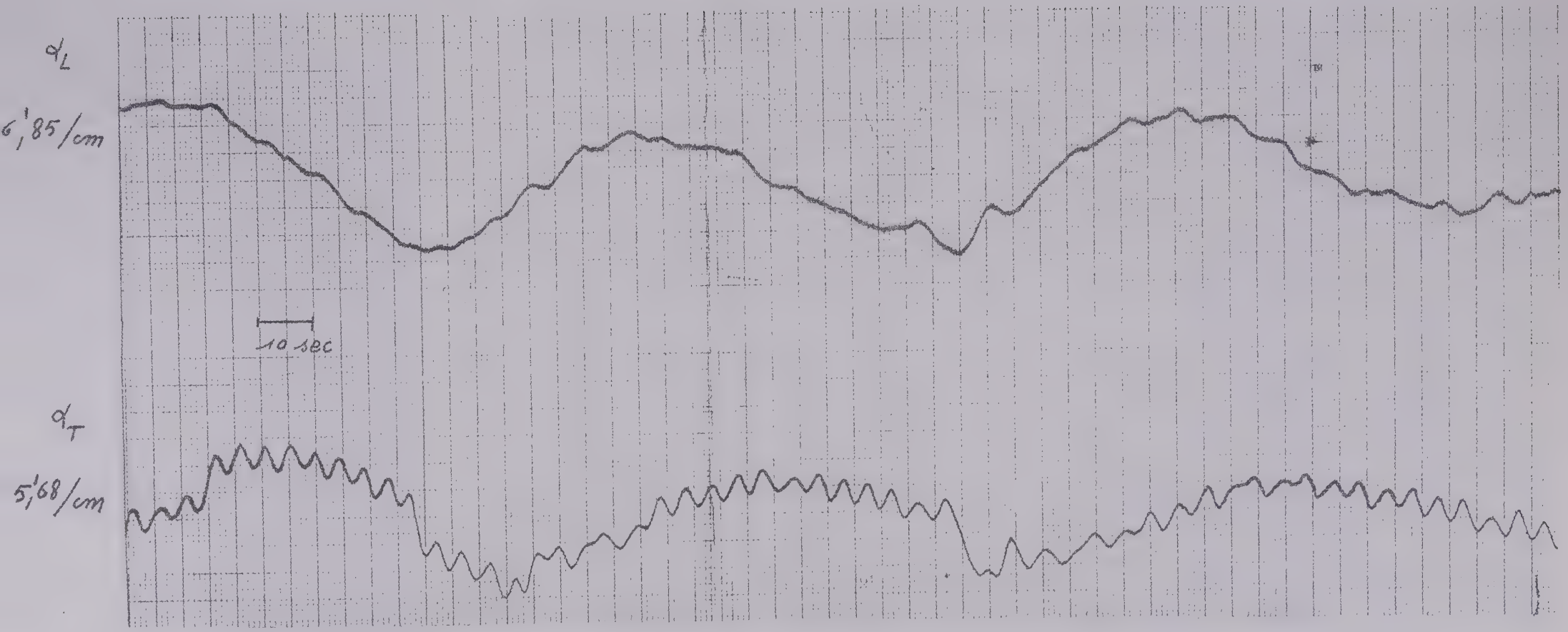


Fig. II-11 Mouvement angulaire de l'avion

Courant moteur couple

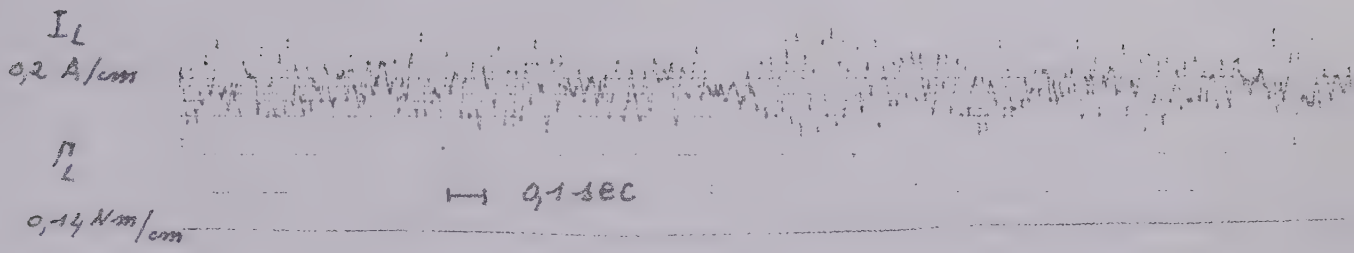


fig. II-12 en inertiel, au point fixe

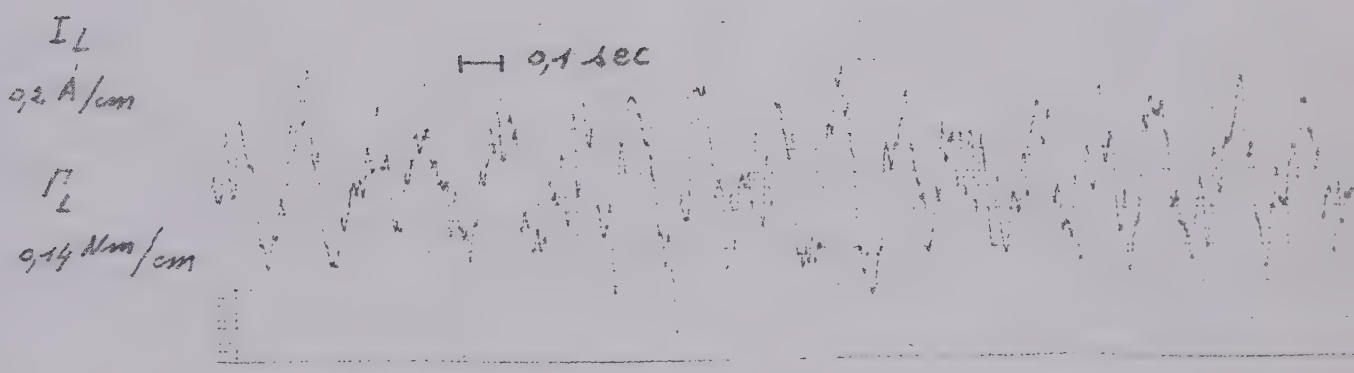


fig. II-13 Point fixe, asservi cuve

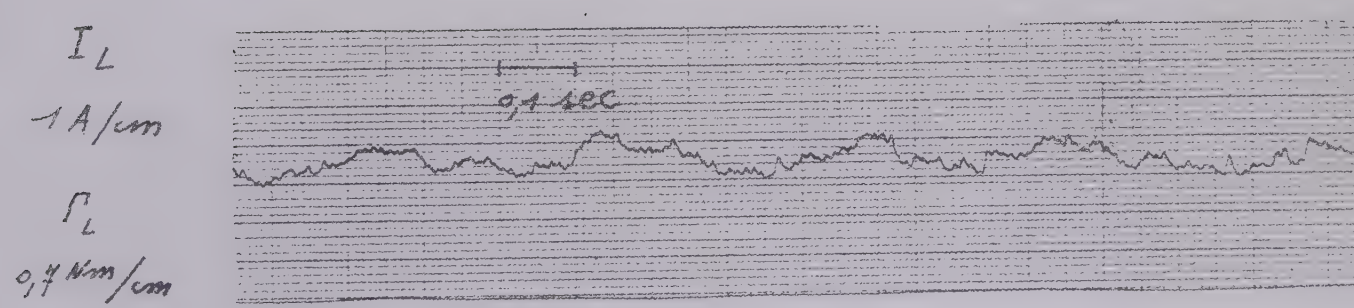


fig. II-14 Vol plané, asservi cuve

Courant moteur couple

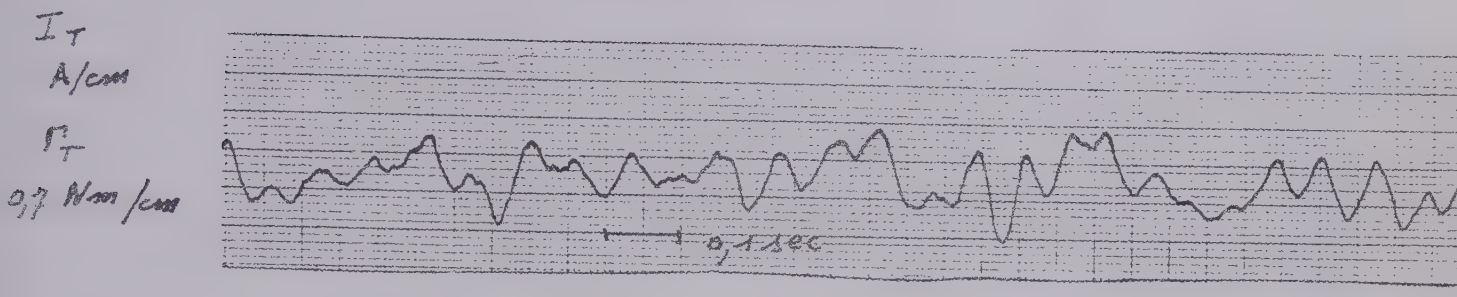


fig. II-15 vol plané, asservi cuve

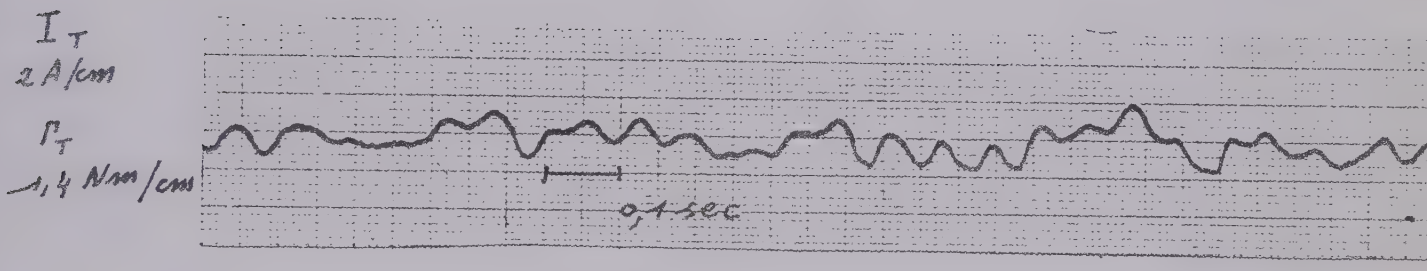


fig. II-16 En vol , asservi cuve

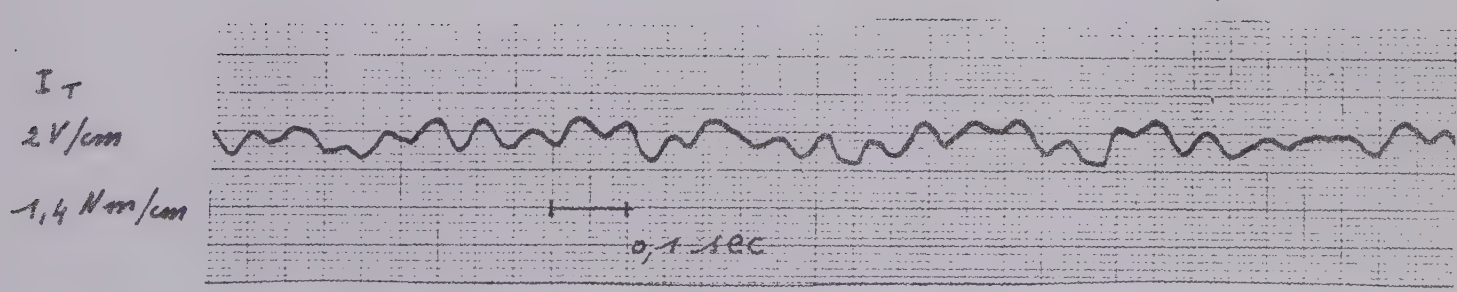


fig. II-17 En vol, inertiel piloté

Courant moteur couple

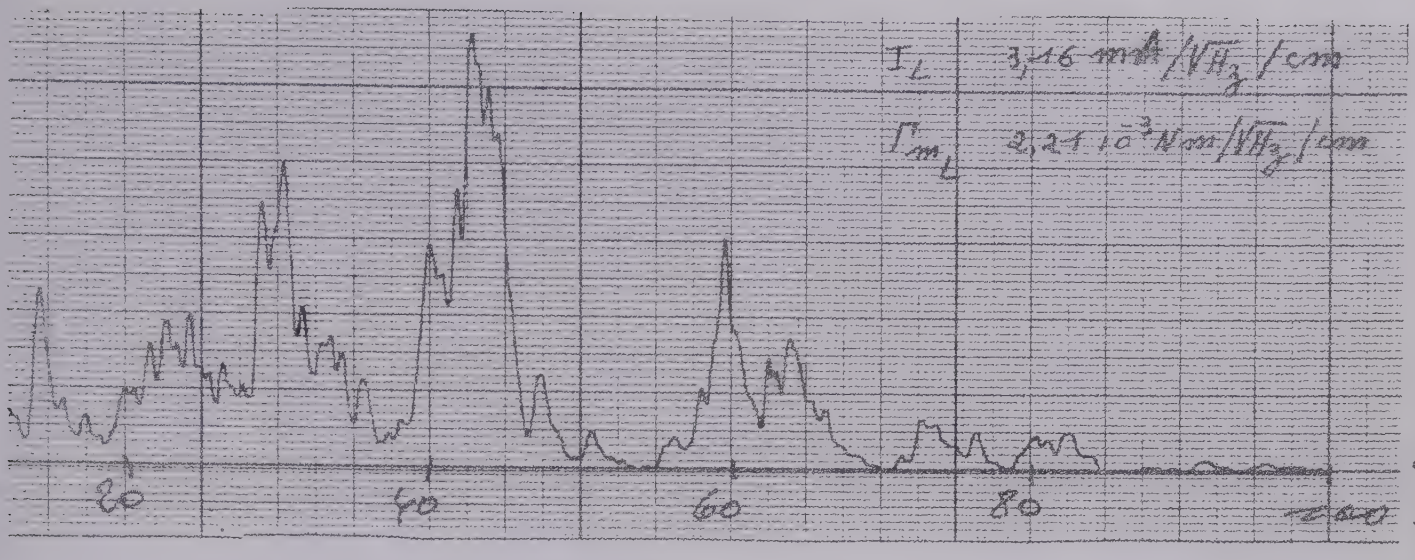


fig. II-18 Au point fixe, et en inertiel pur

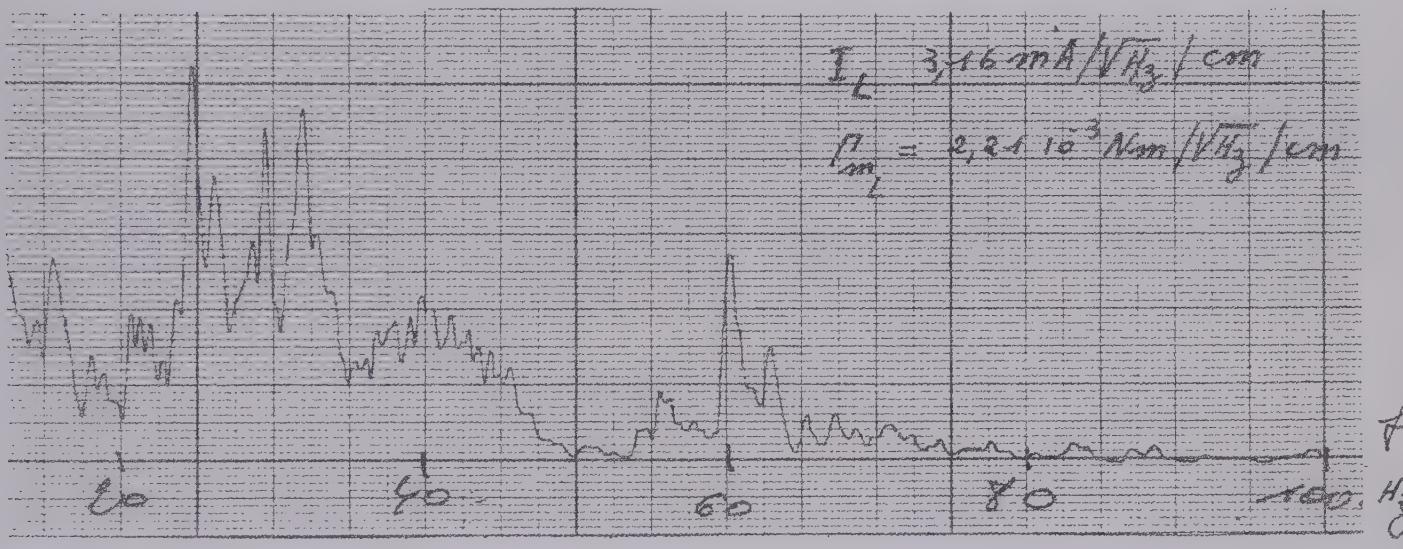


fig. II-19 Au point fixe, télescope asservi à la cuve

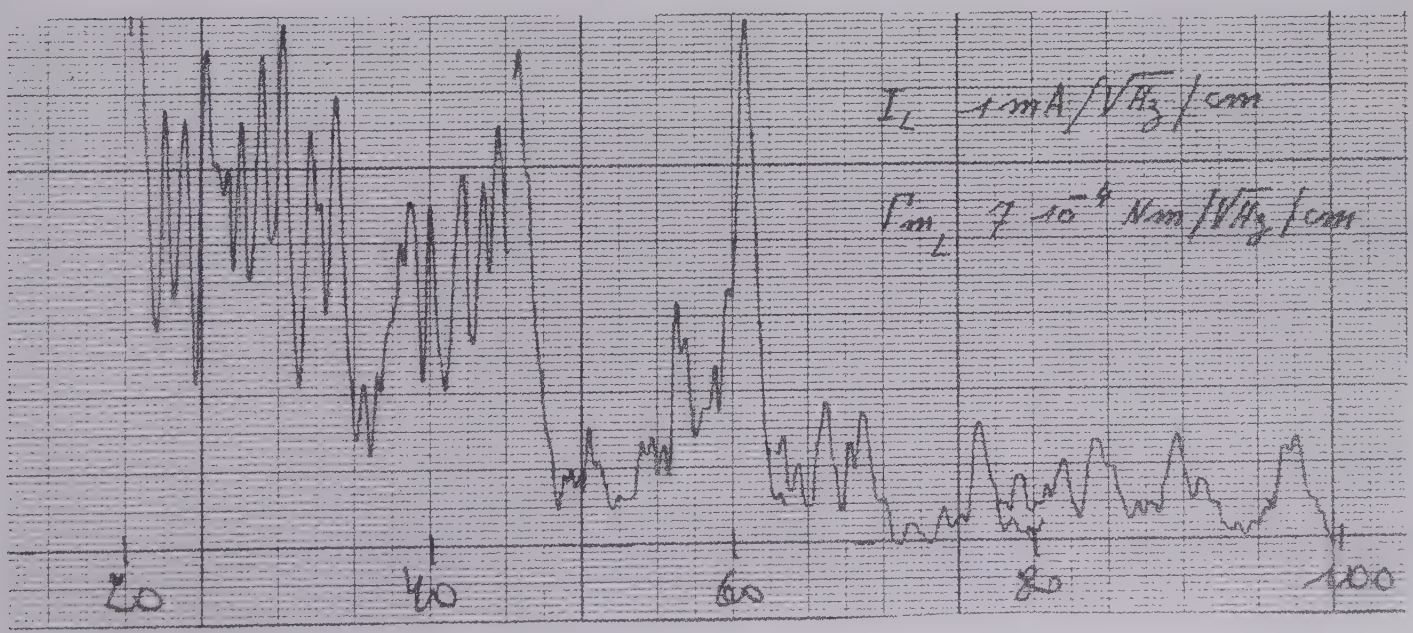


fig. II-20 En vol (n° 1135), télescope asservi à la cuve

Vibration de la table du télescope

γ_x

0,167 g/cm

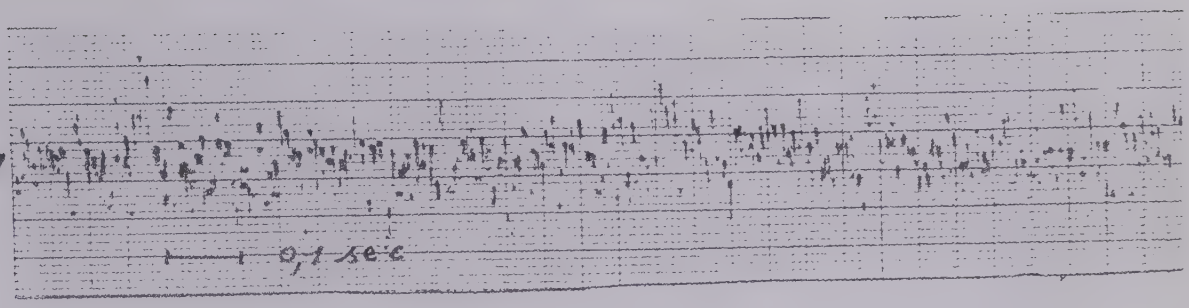


Fig. II-21

γ_y

0,123 g/cm

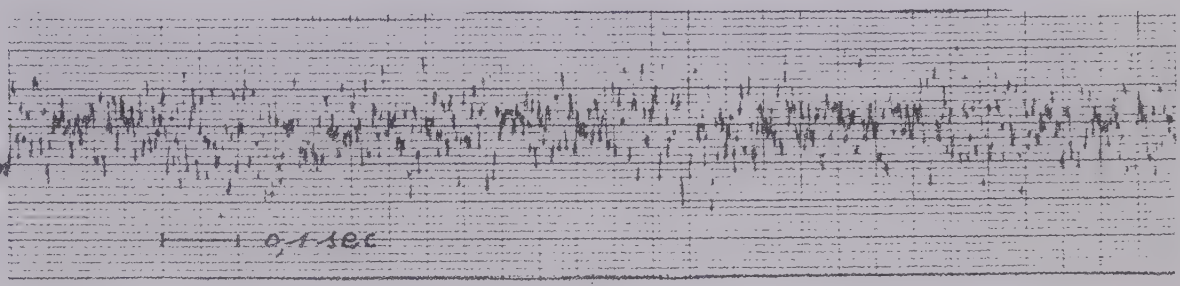


Fig. II-22

γ_z

0,181 g/cm

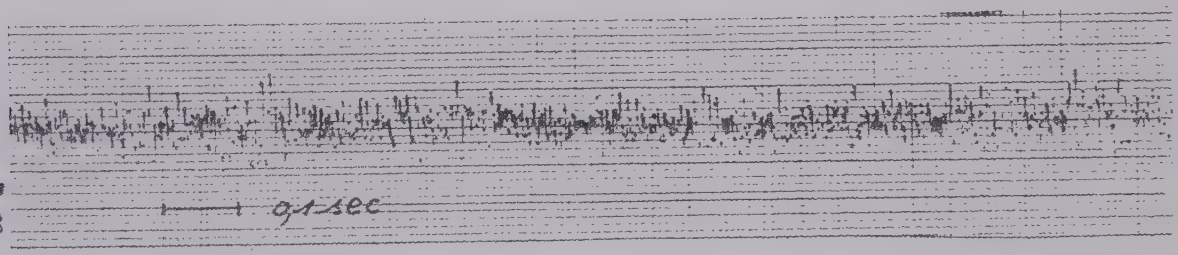


Fig. II-23

Vibration de la porte

γ_{x_a}

0,5 g/cm

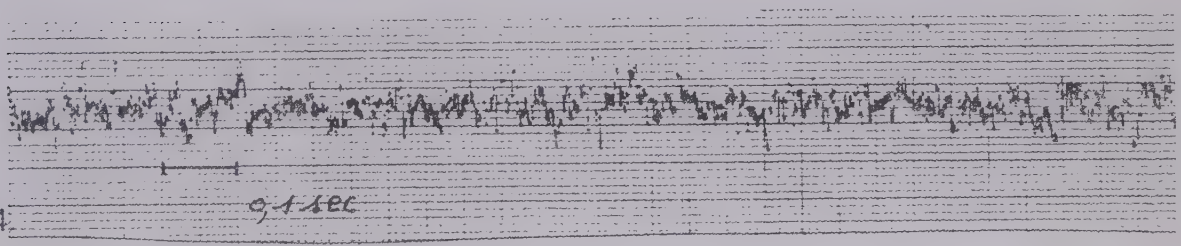


Fig. II-24

γ_{z_a}

0,542 g/cm

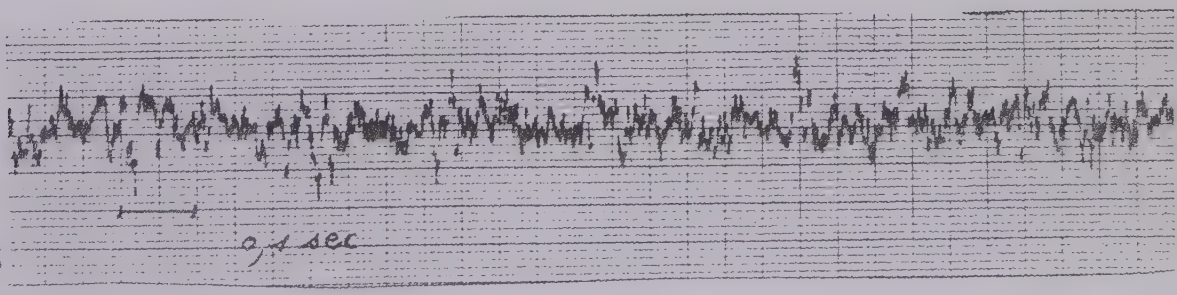


Fig. II-25

γ_{y_a}

0,369 g/cm

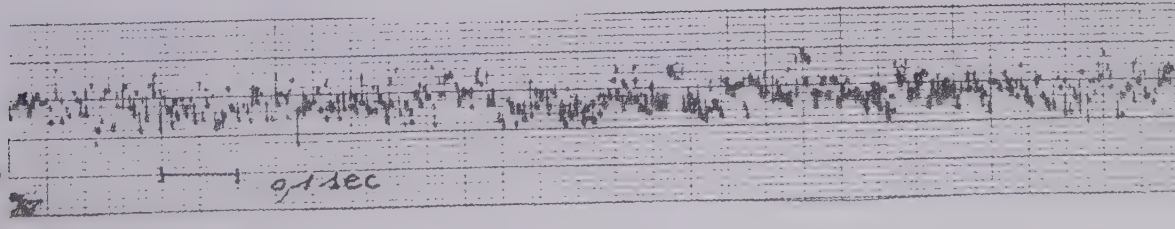


Fig. II-26

Vibration de la table du télescope

Télescope bloqué avec baffle

vol. 1317. altitude 27.000 pieds

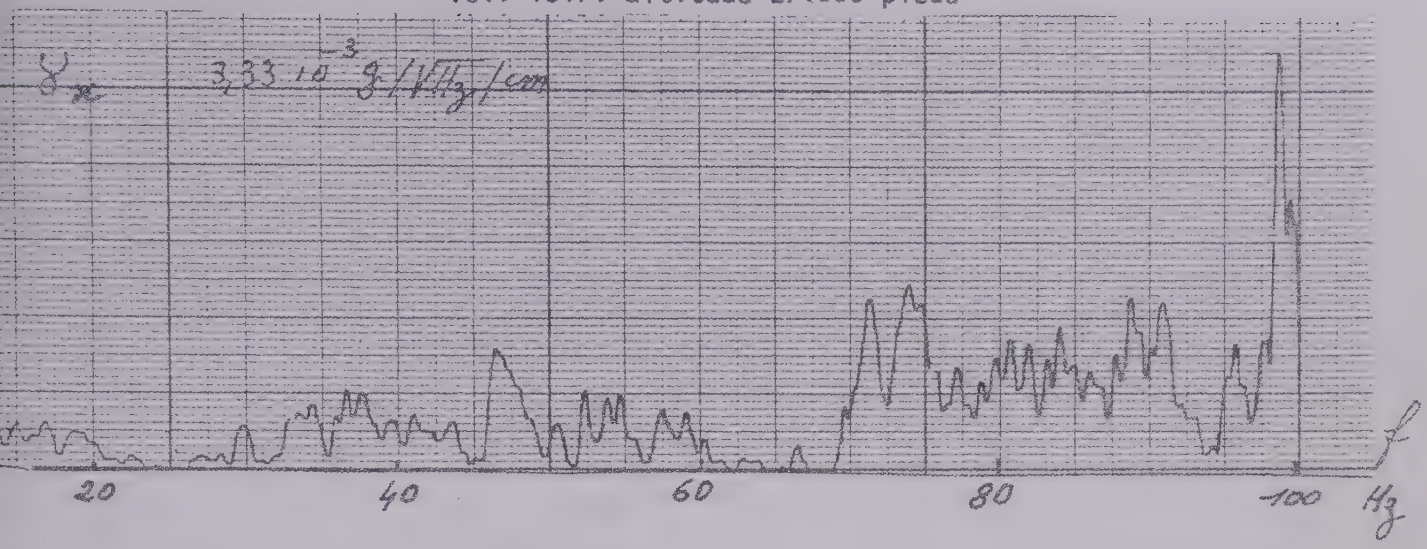


fig. II-27

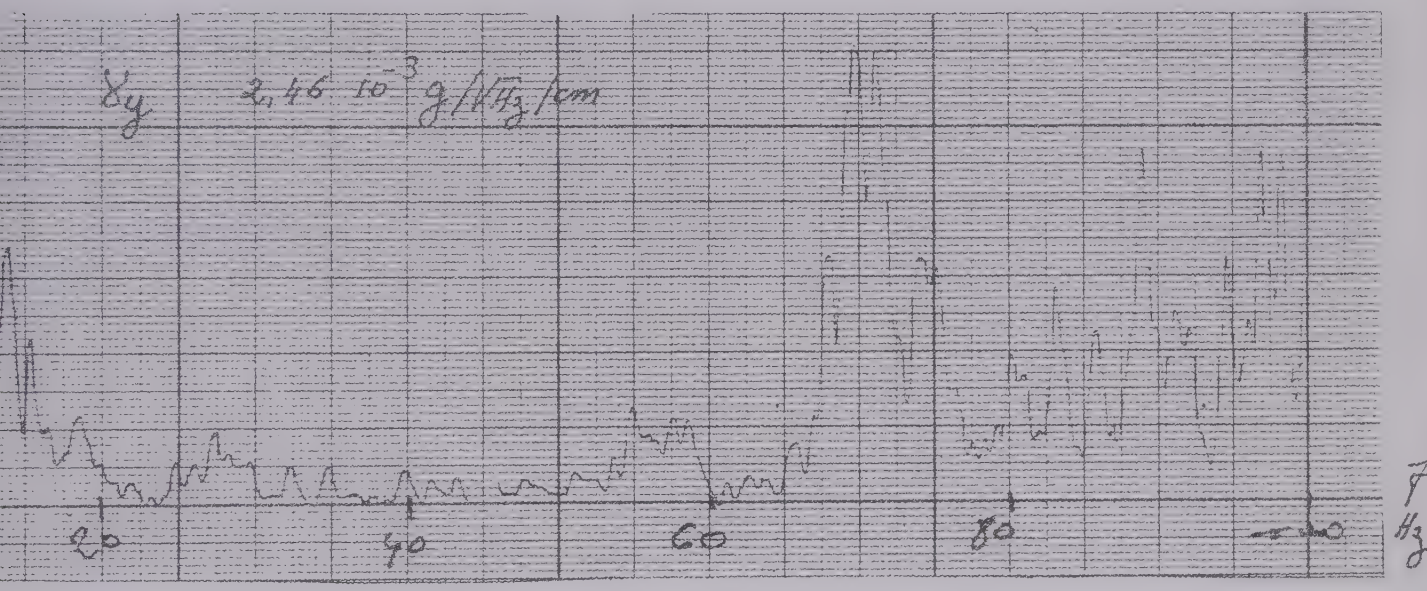


fig. II-28

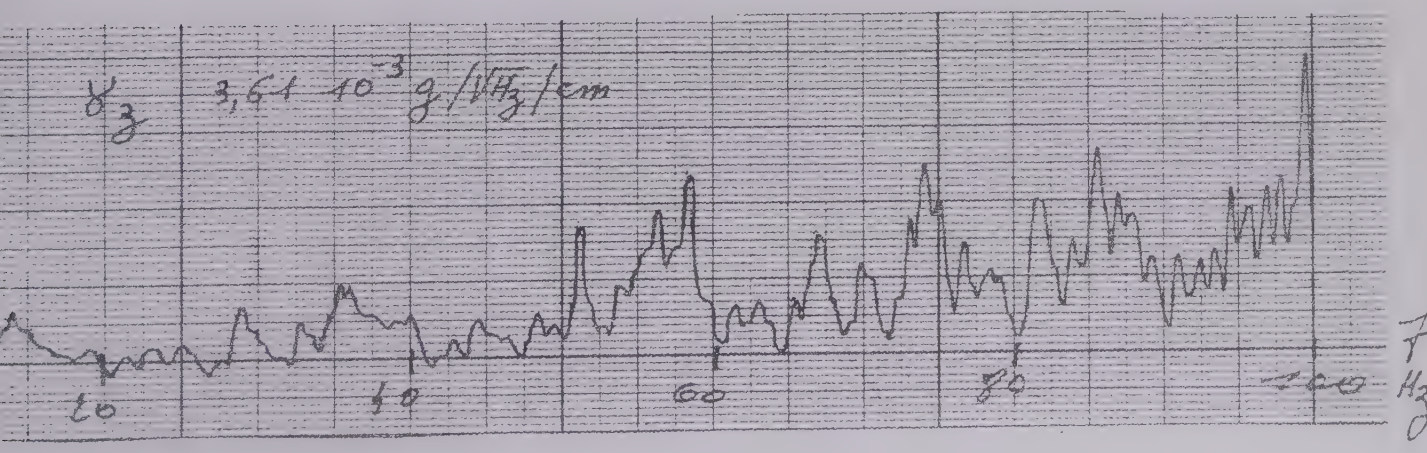


fig. II-29

Vibration de la table du télescope

Télescope bloqué avec baffle

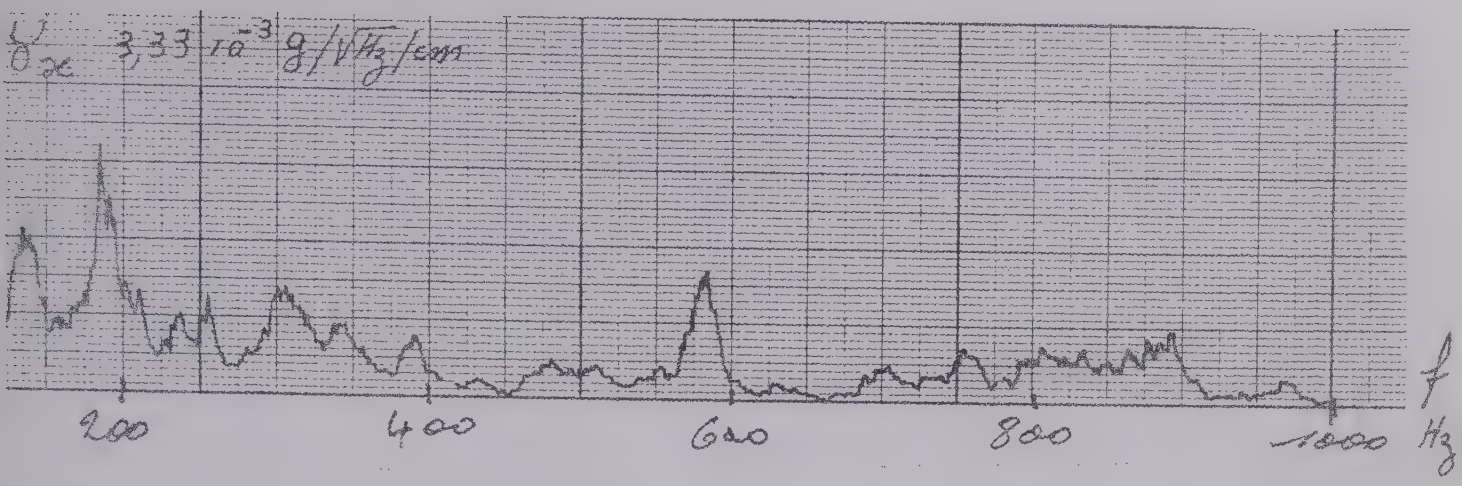


fig. II-30

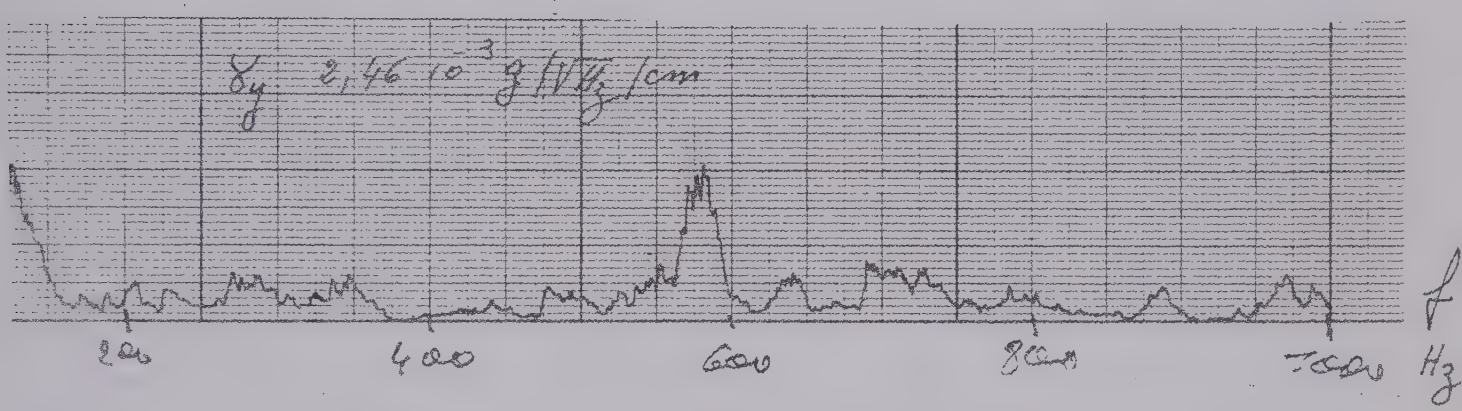


fig. II-31

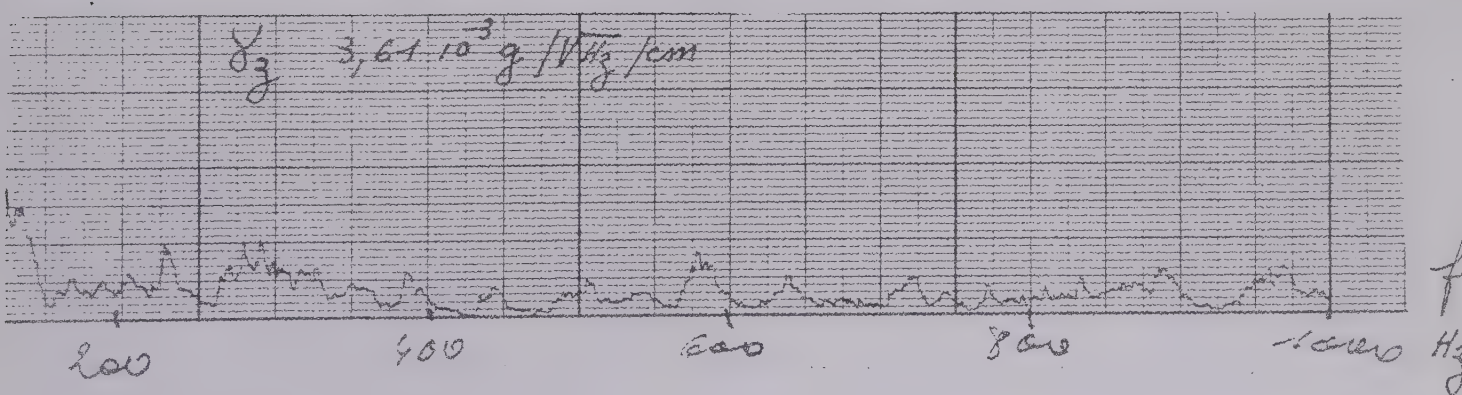


fig. II-32

Vibration de la porte avec baffle

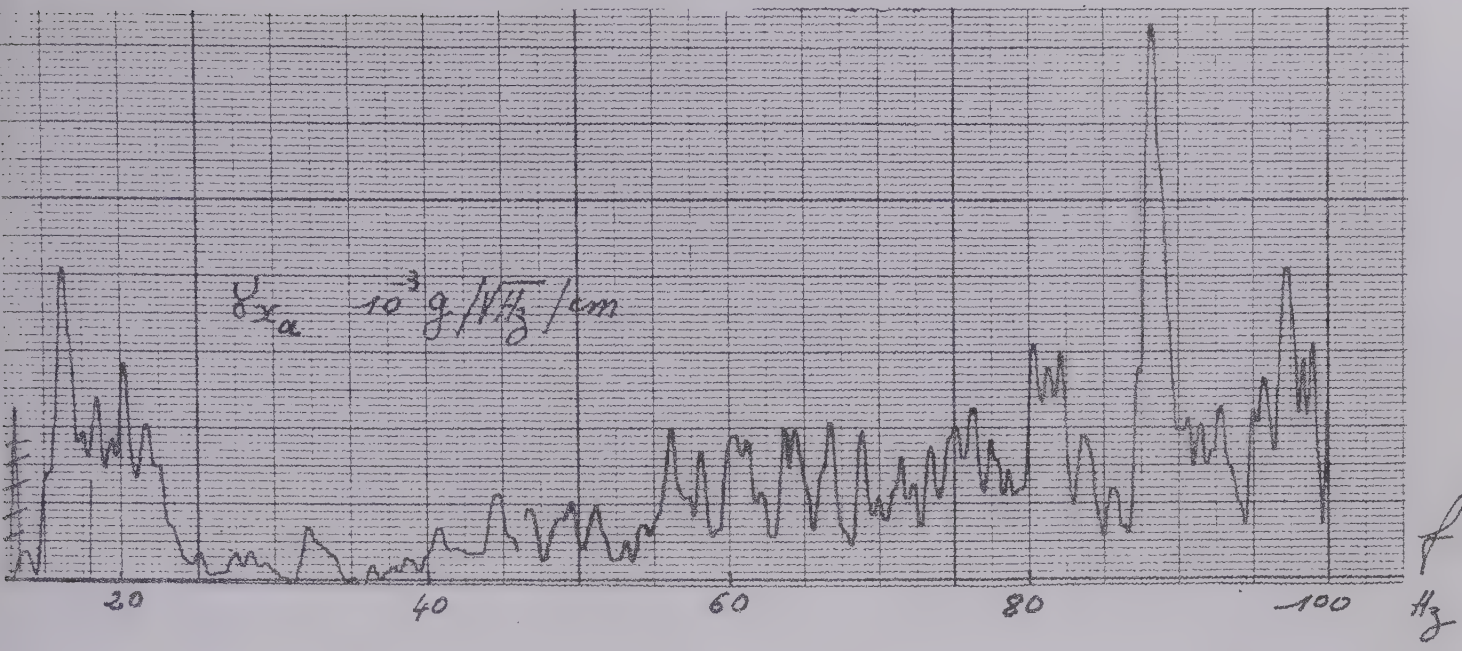


fig. II-33

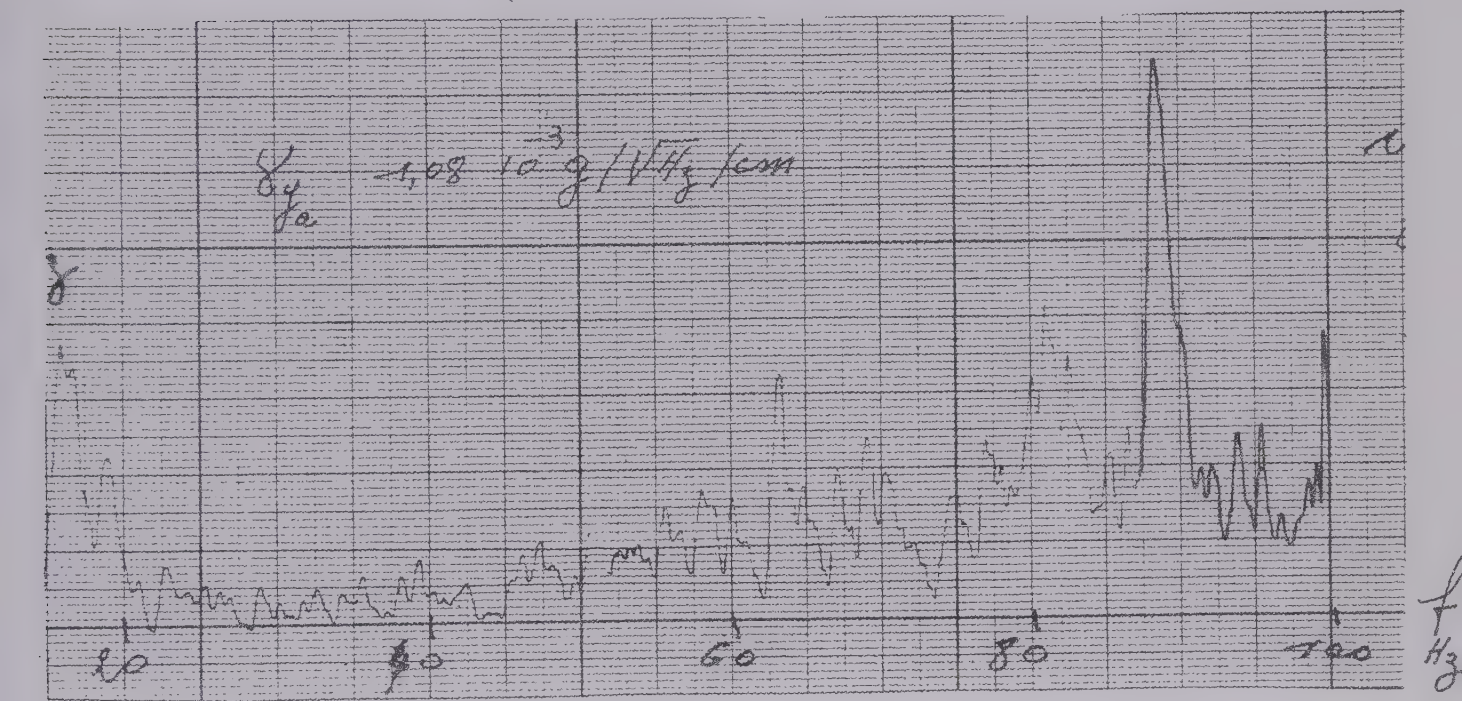


fig. II-34

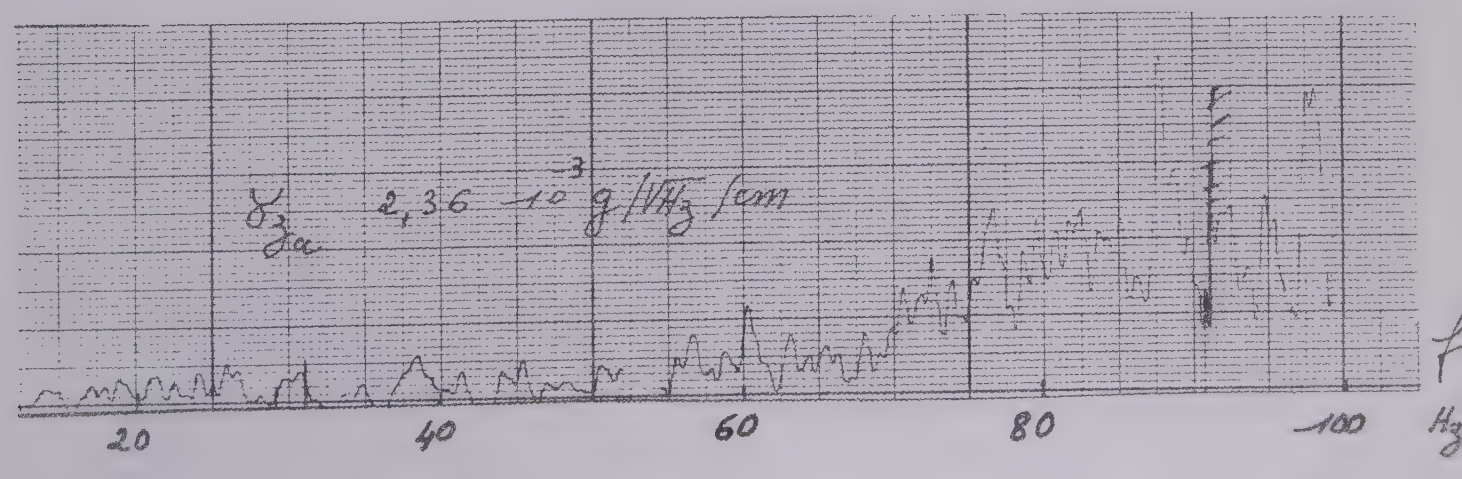


fig. II-35

Vibration de la porte avec baffle

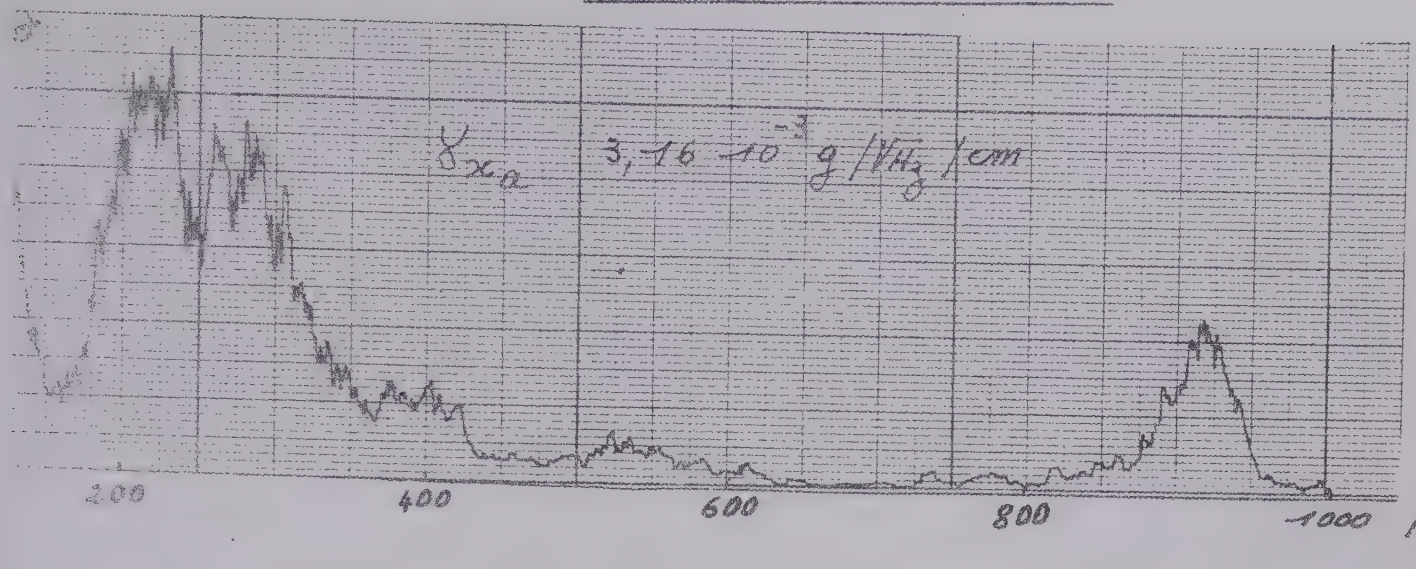


fig. II-36

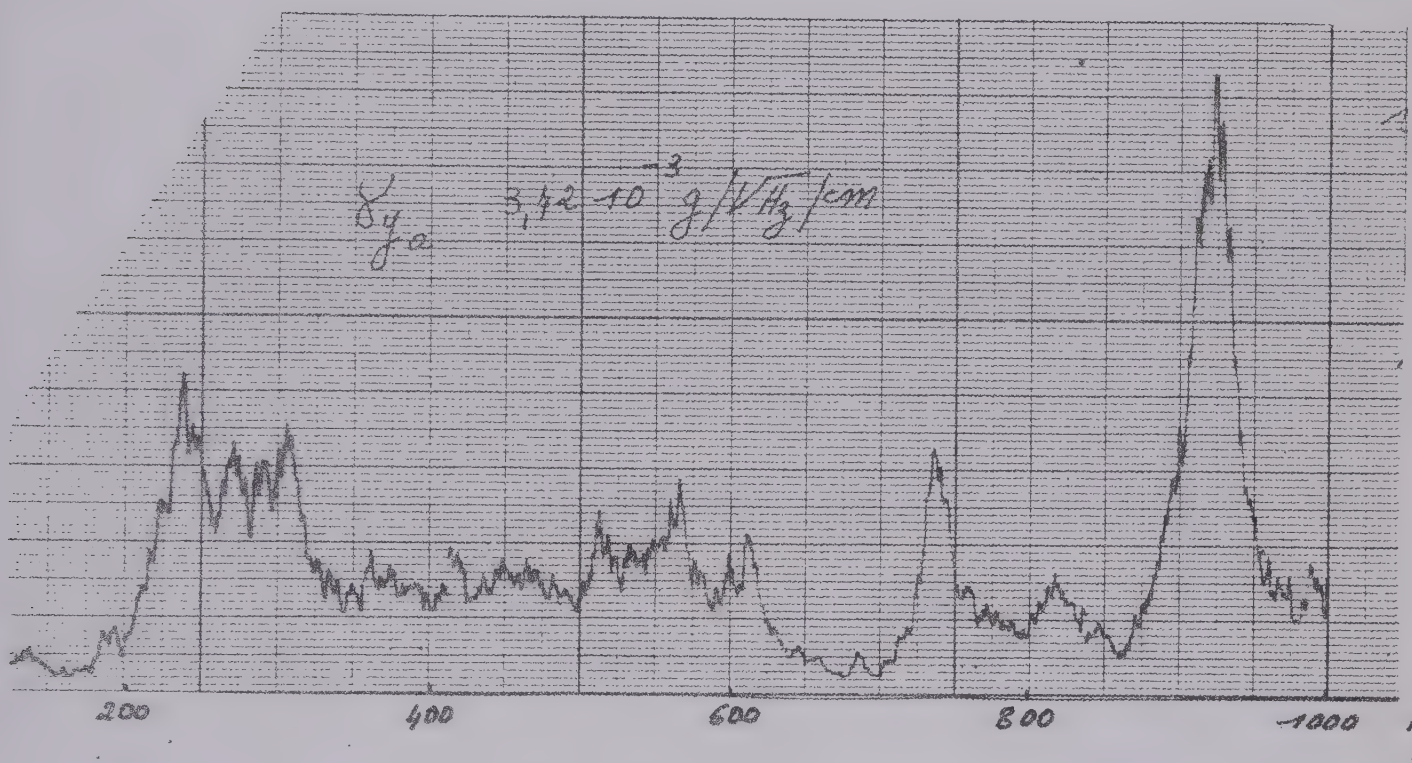


fig. II-37

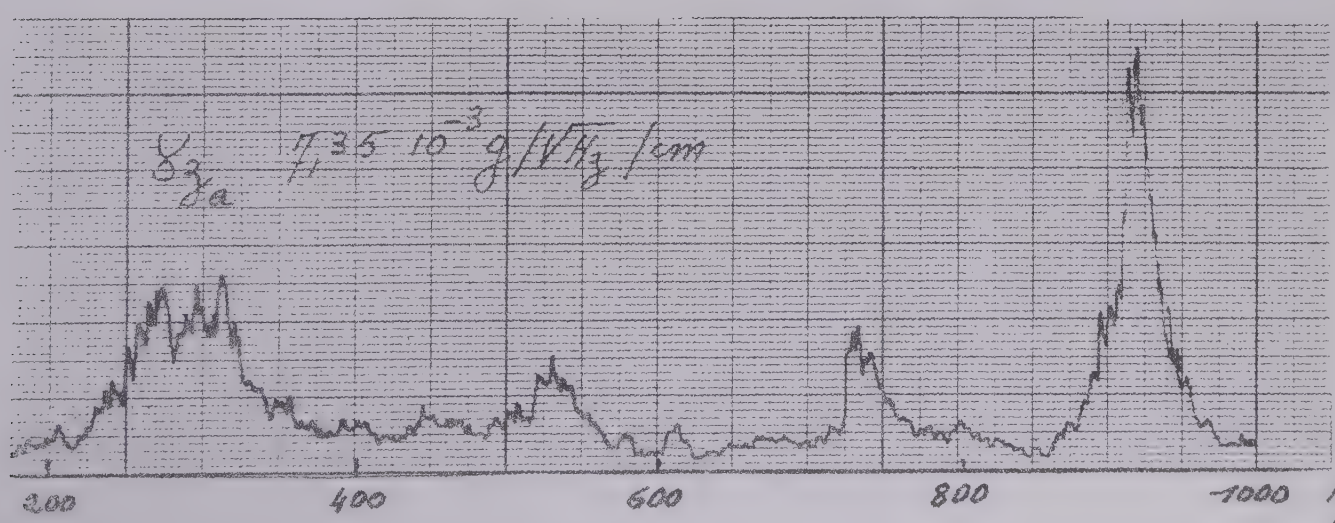


fig. II-38

Vibration de la table

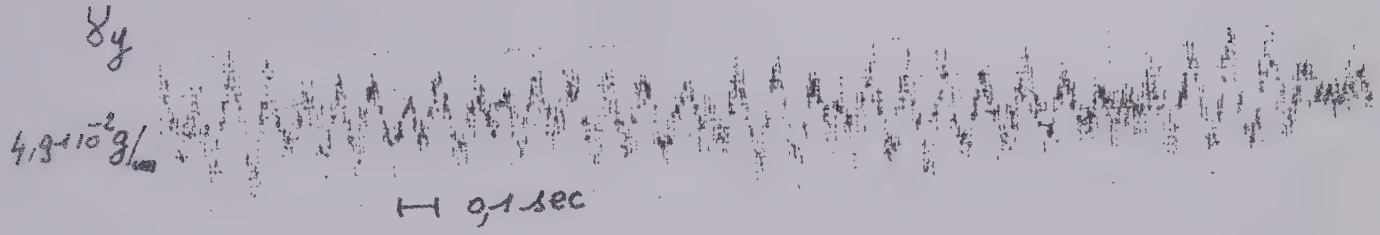


fig. II-39 Point fixe - télescope asservi à la cuve

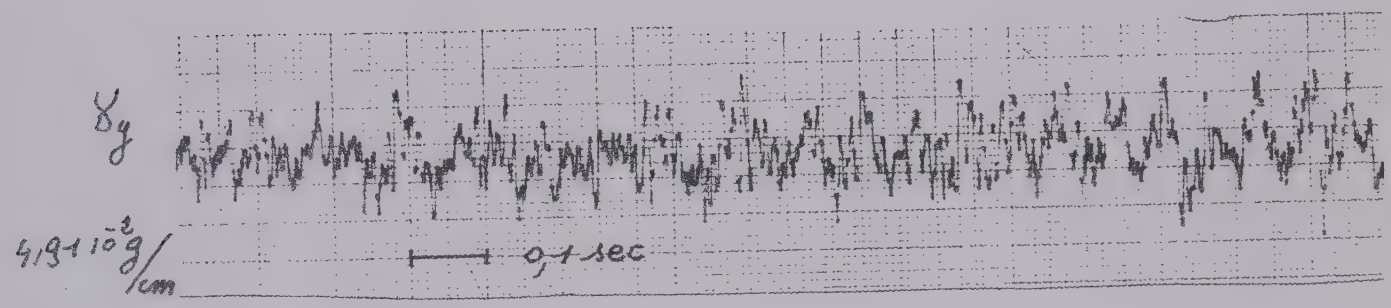


fig. II-40 Vol n° 1345 - télescope asservi à la cuve

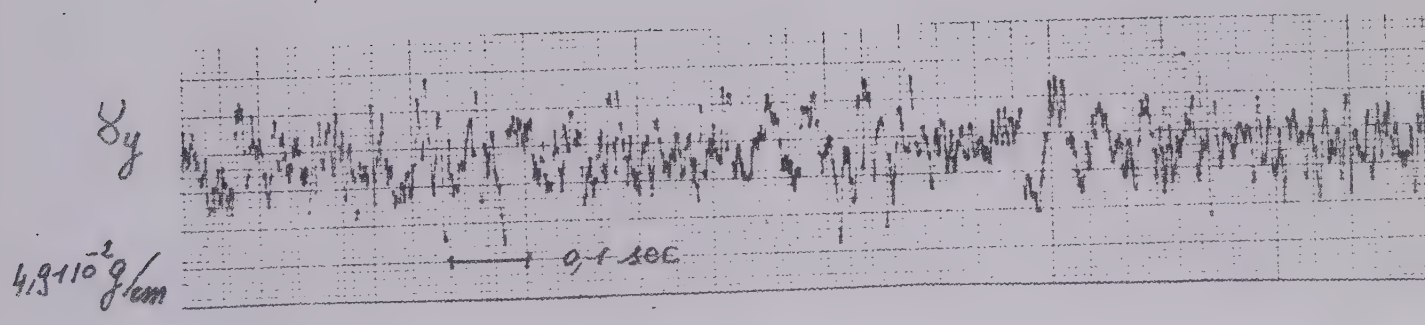


fig. II-41 Vol n° 1345 - en inertiel piloté

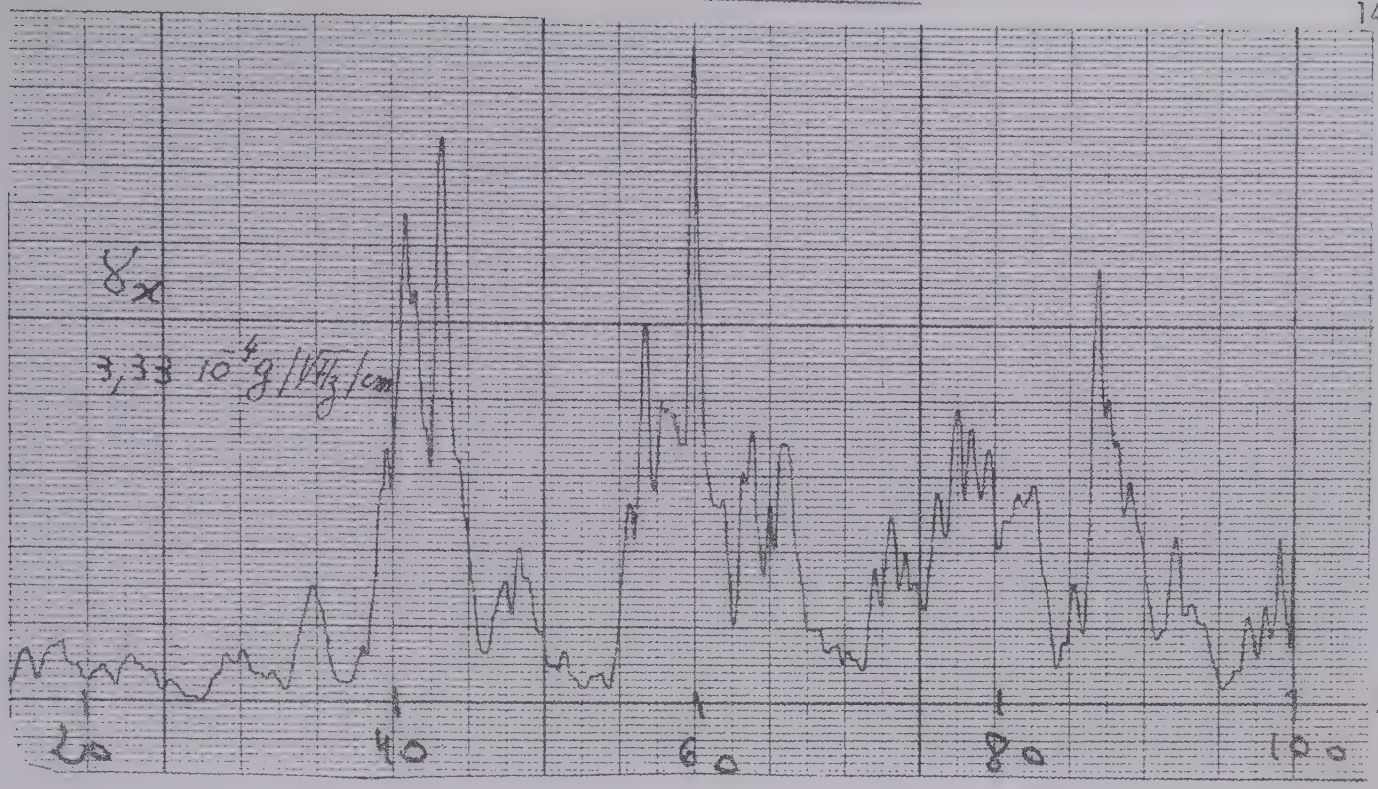


fig. II-42 Point fixe valable en inertiel, asservi cuve, boucle ouverte

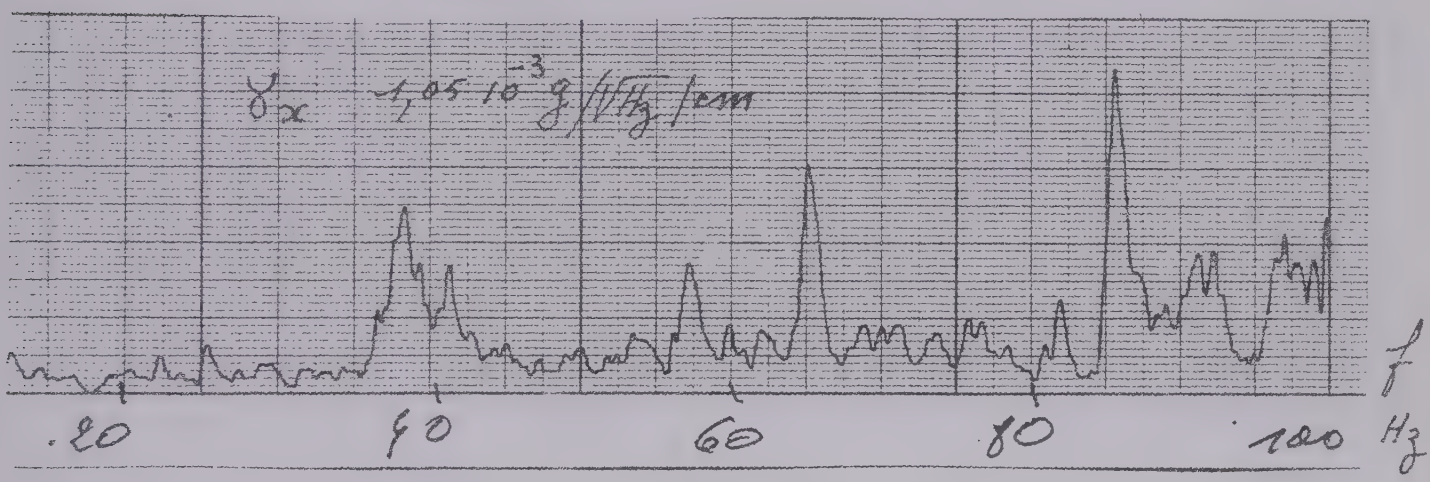


fig. II-43 En vol (n° 1345) télescope asservi à la cuve

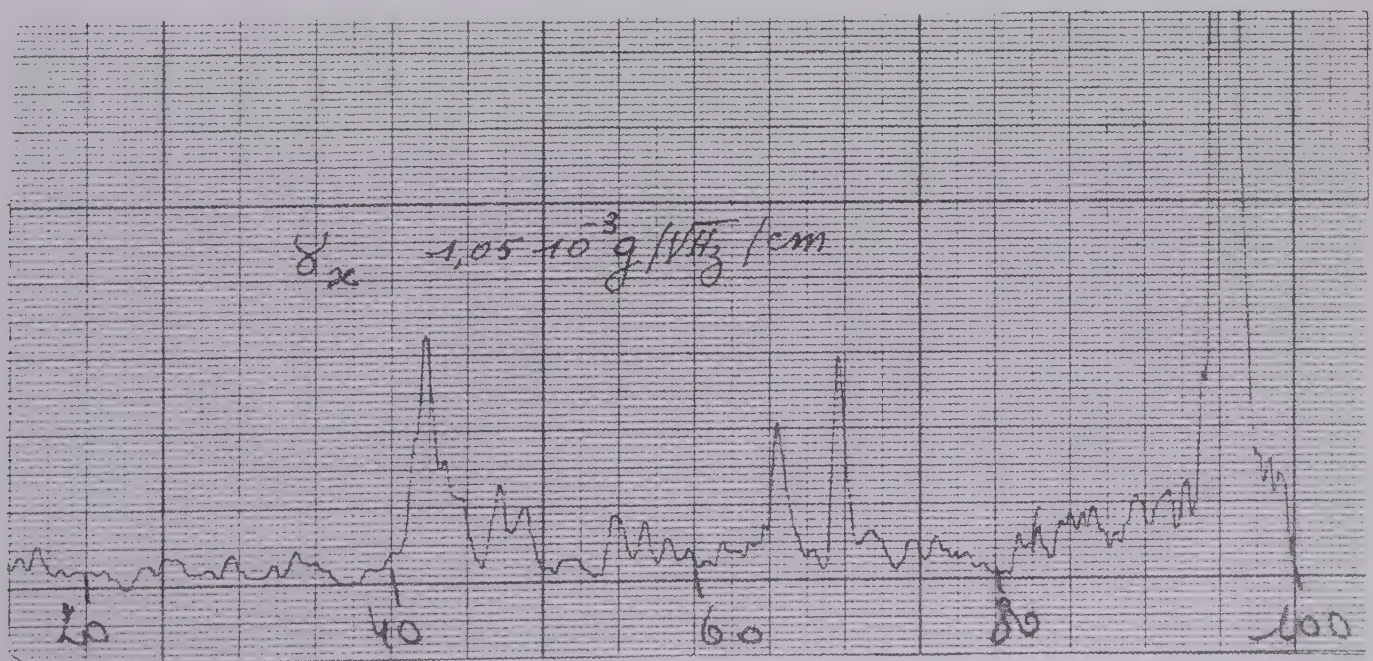


fig. II-44 vol plané - télescope asservi à la cuve

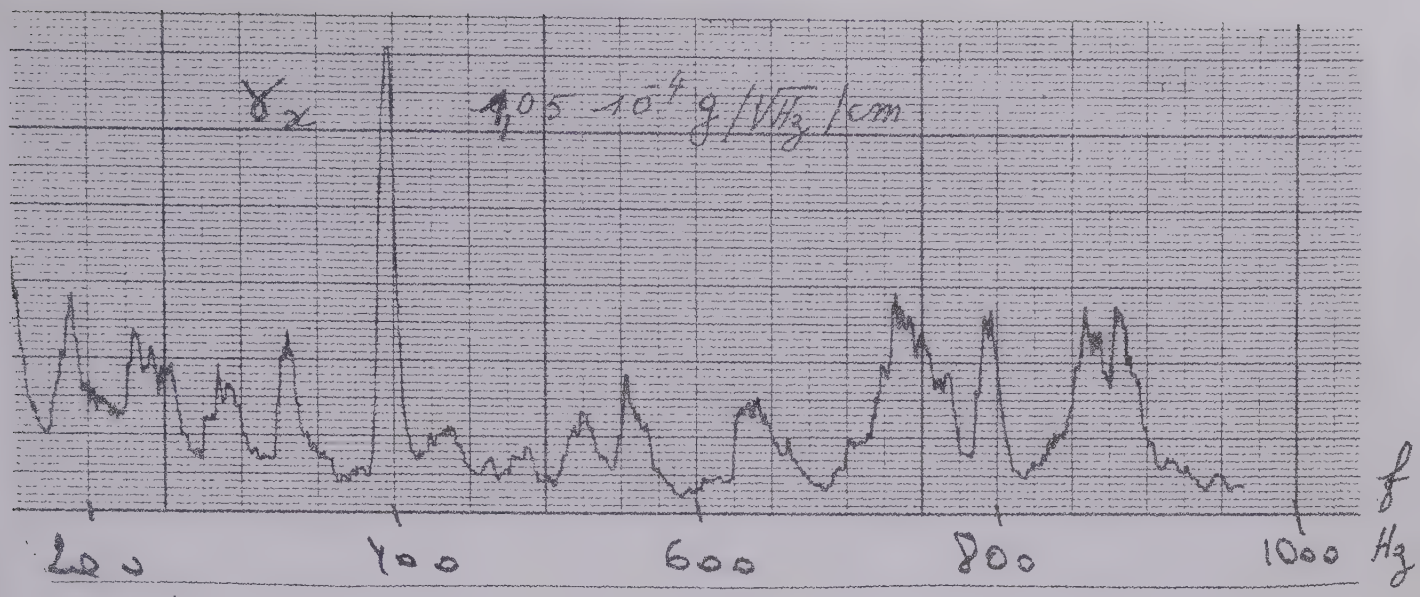


fig. II-45 Point fixe - Courbe valable en inertiel, asservi cuve boucle ouverte

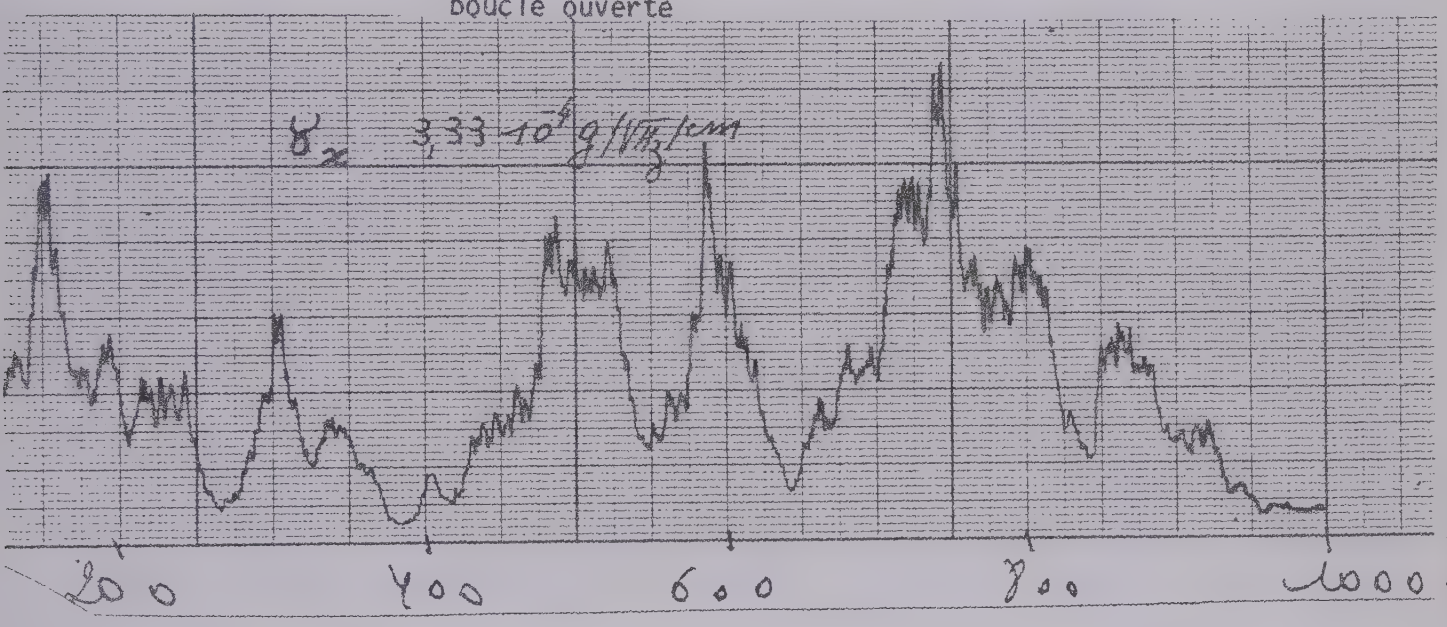


fig. II-46 En vol (n° 1345) Télescope asservi à la cuve

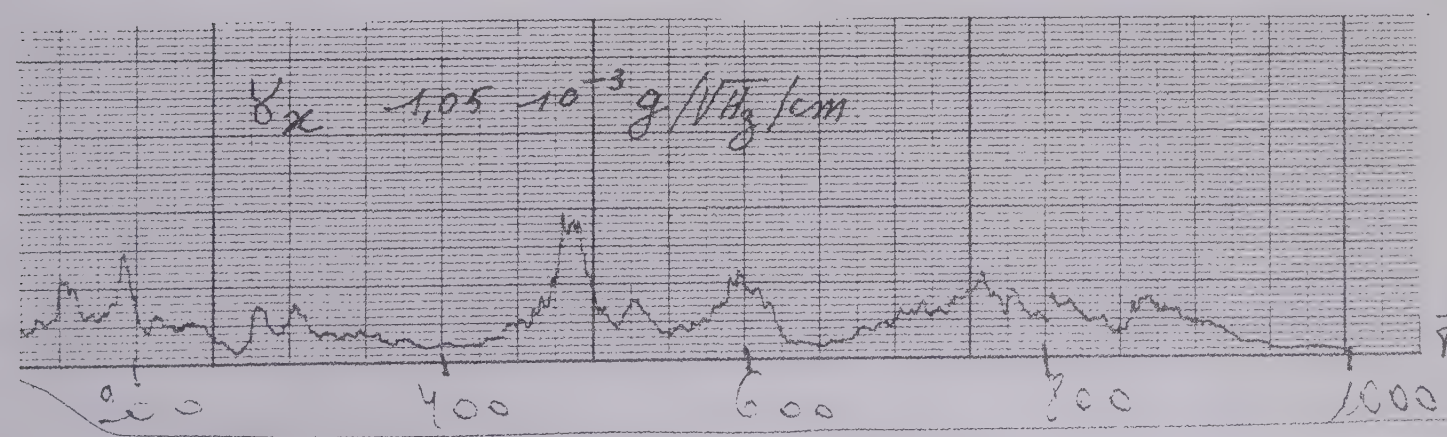


fig. II-47 Vol plané (n° 1345) Télescope asservi à la cuve

Vibration de la table

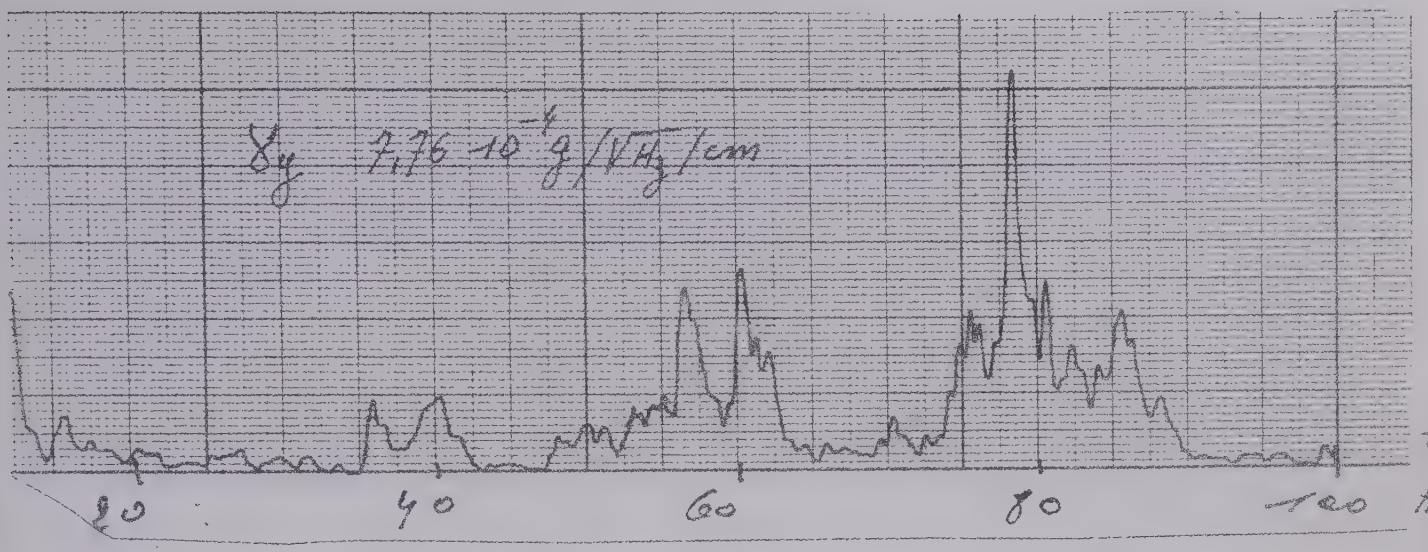


Fig. II-48 Point fixe - Courbe valable en inertiel, asservi cuve, boucle ouverte

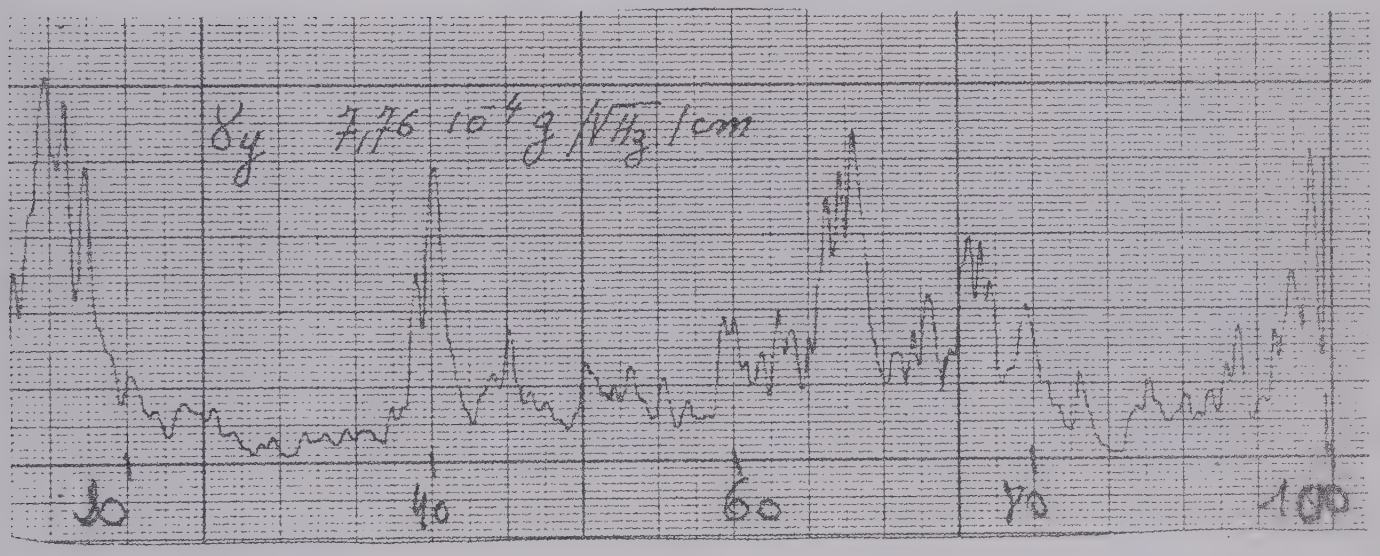


Fig. II-49 En vol (n° 1345) télescope asservi à la cuve

Vibration de la table

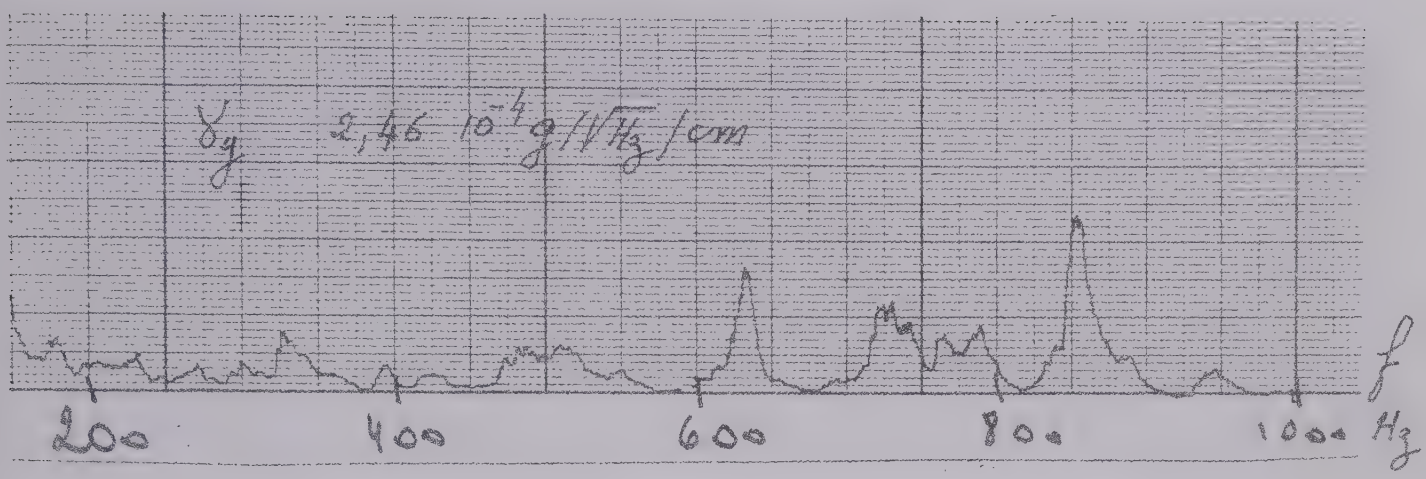


Fig. II-50 Point fixe - courbe valable en inertiel, asservi cuve et boucle ouverte

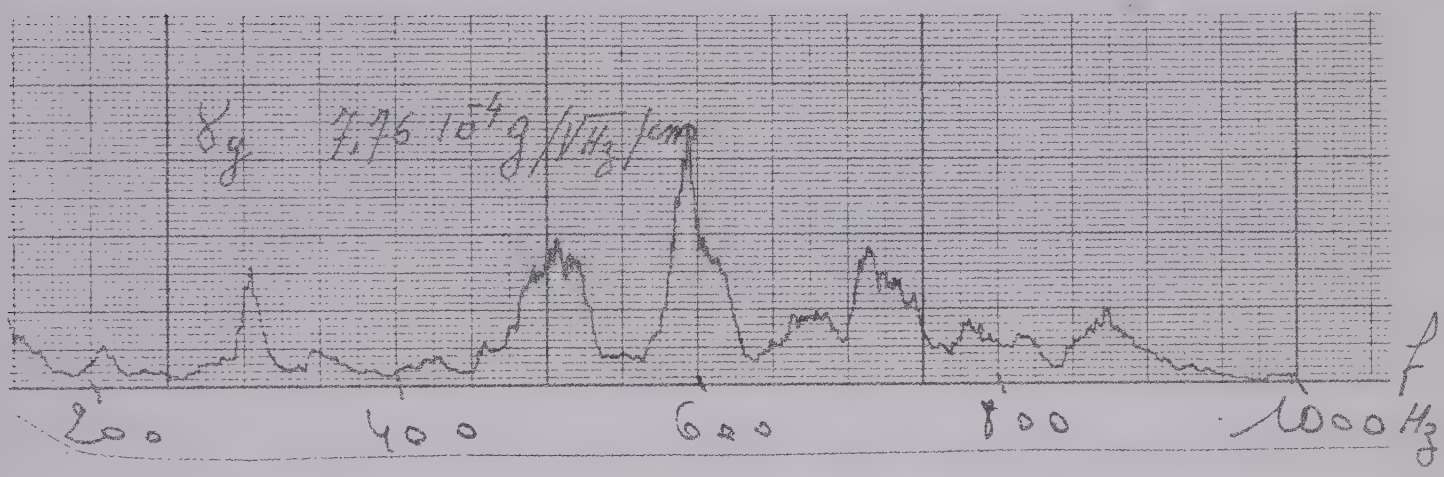


Fig. II-51 Vol n° 1345 - télescope asservi à la cuve

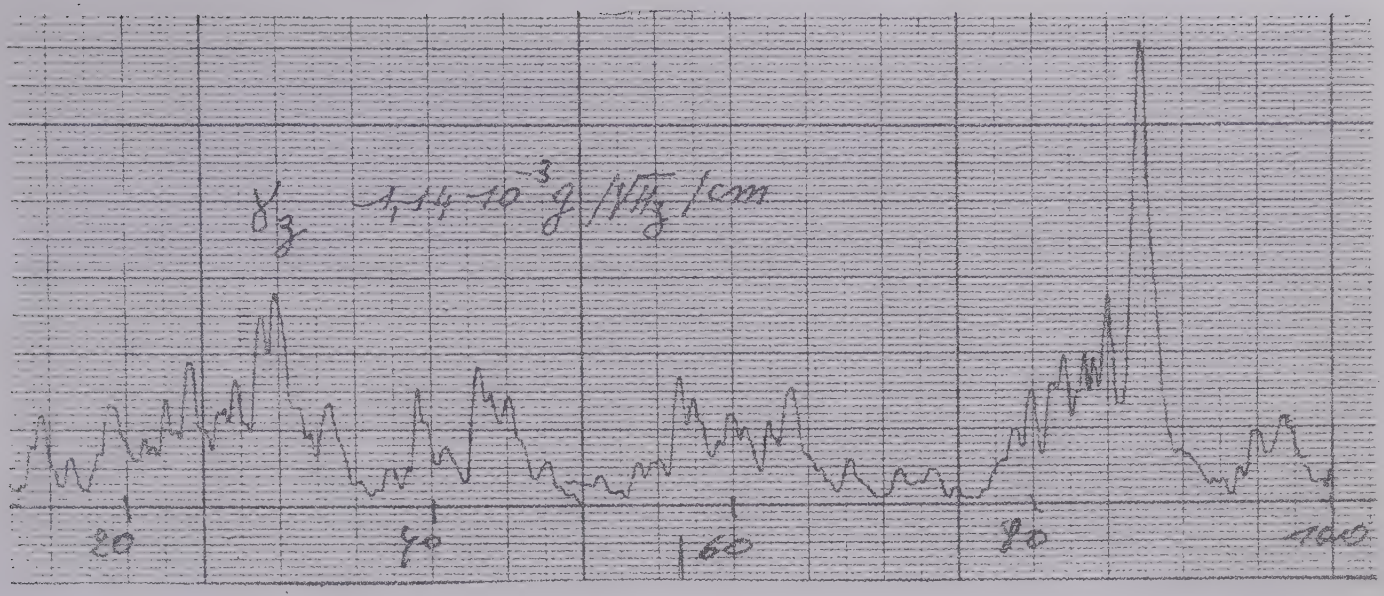


fig. II-52 Point fixe - Courbe valable en inertiel. télescope asservi cuve, boucle ouverte .

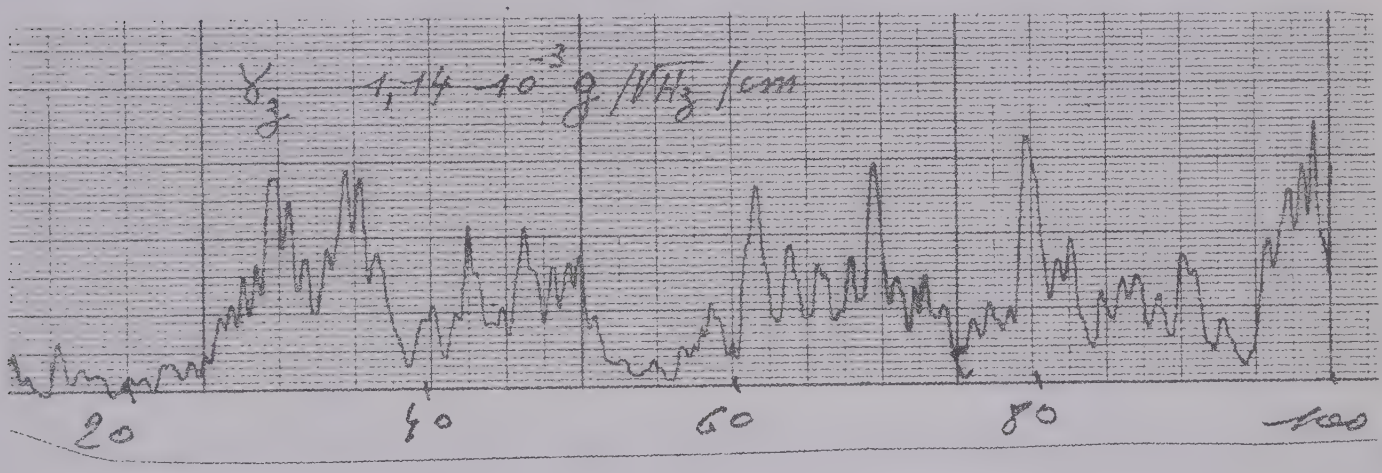


fig. II-53 En vol n° 1345 - Télescope asservi cuve

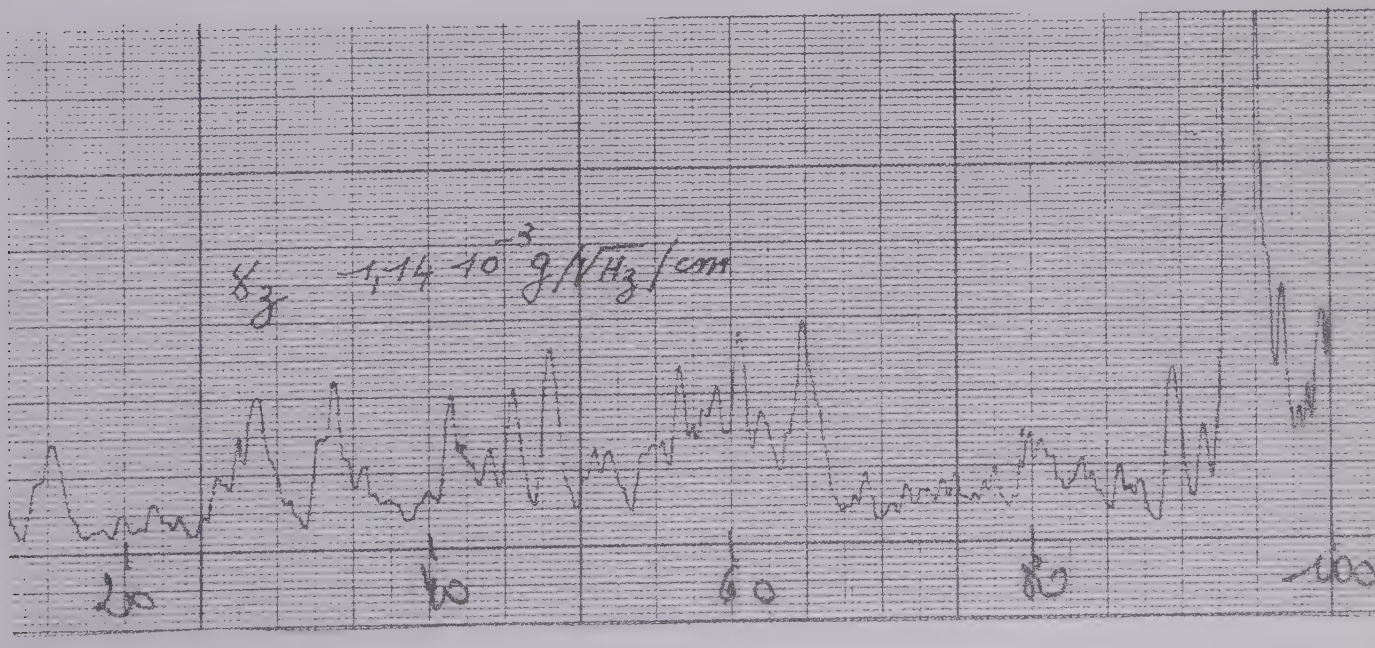


fig. II-54 Vol plané n° 1345 - Télescope asservi cuve

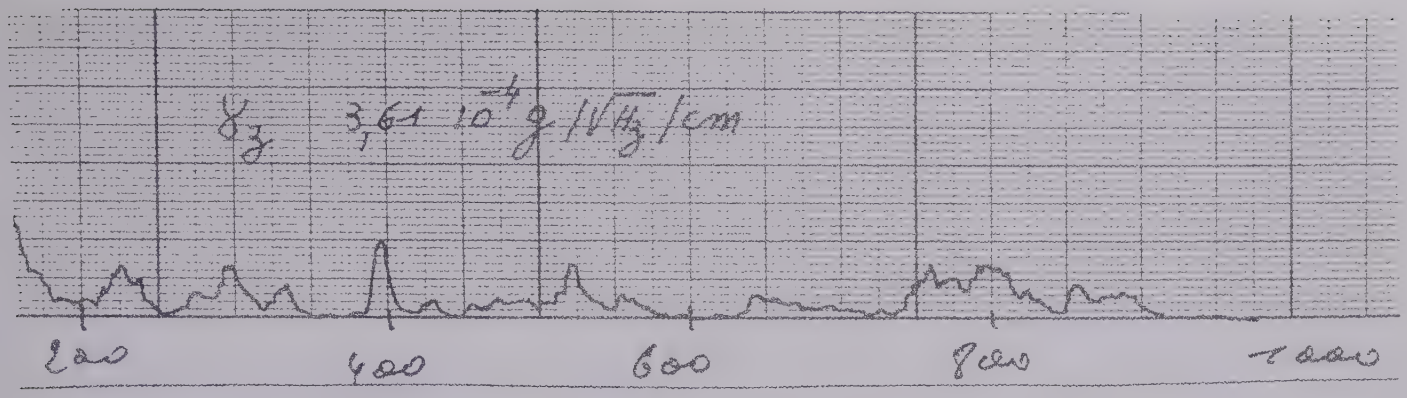


fig. II-55 Point fixe - Courbe valable en inertiel, asservi cuve, boucle ouverte

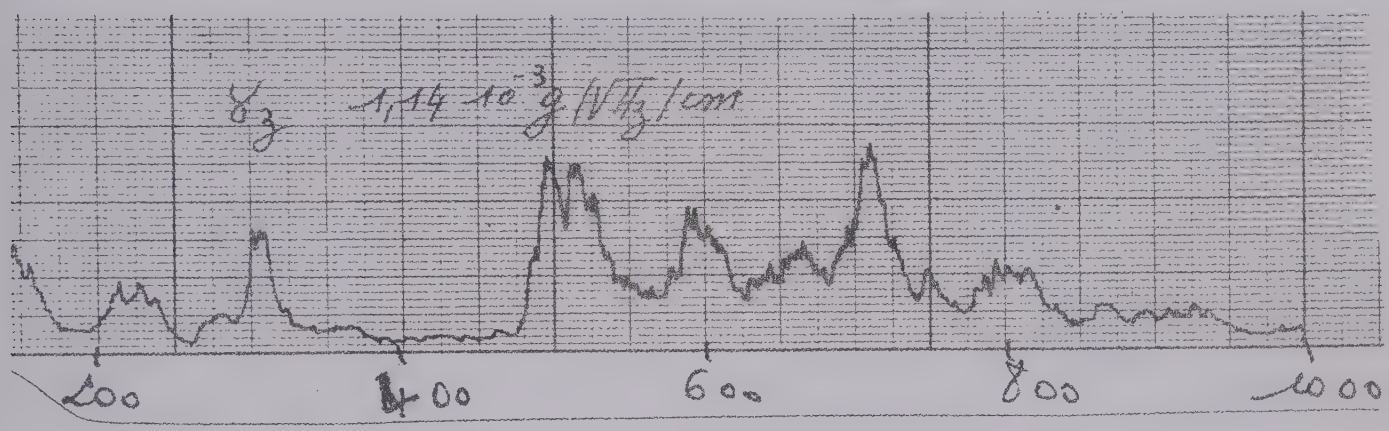


fig. II-56 En vol (n° 1345) Télescope asservi cuve

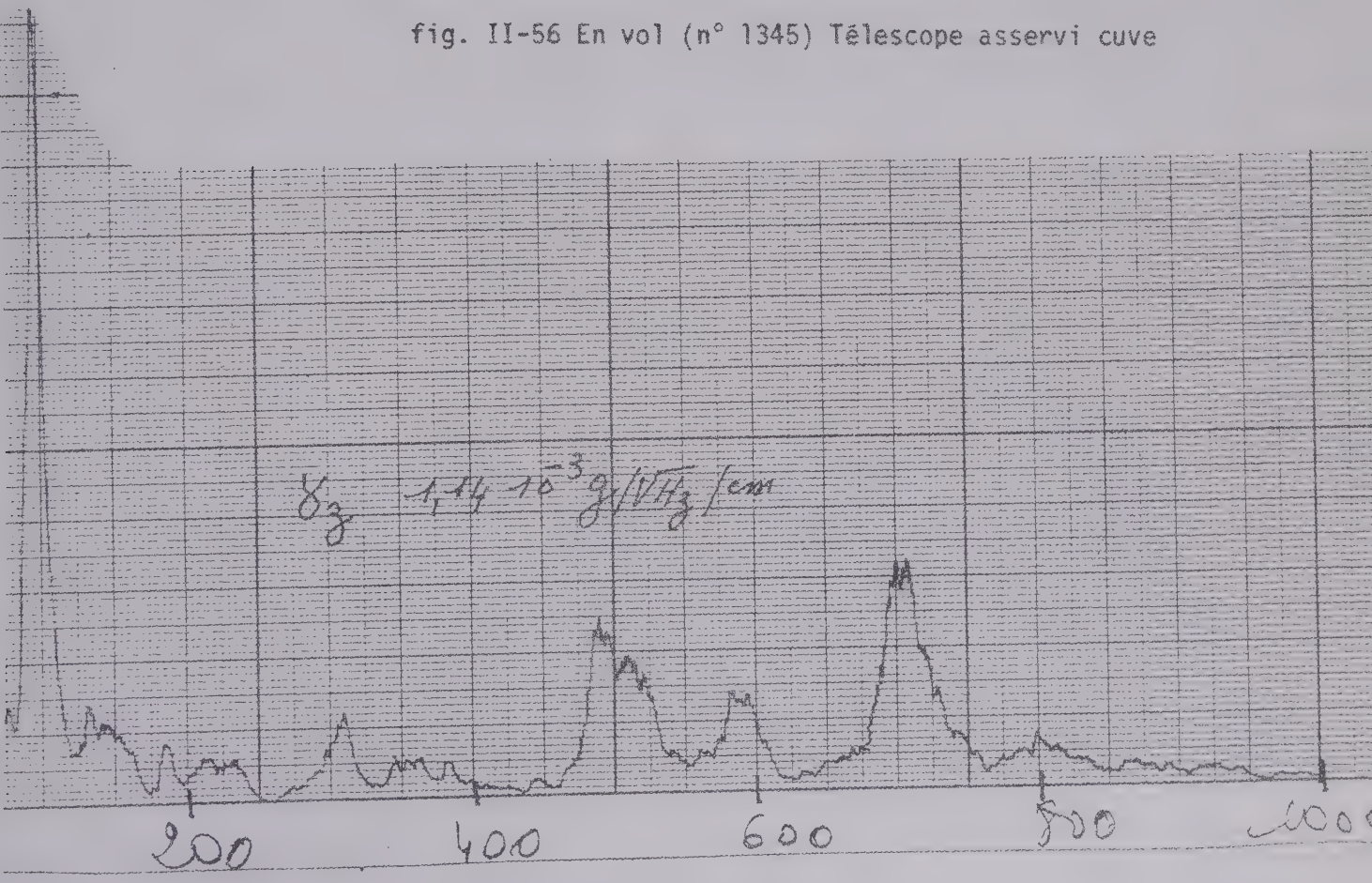


fig. II-57 Vol plané (n° 1345) Télescope asservi cuve

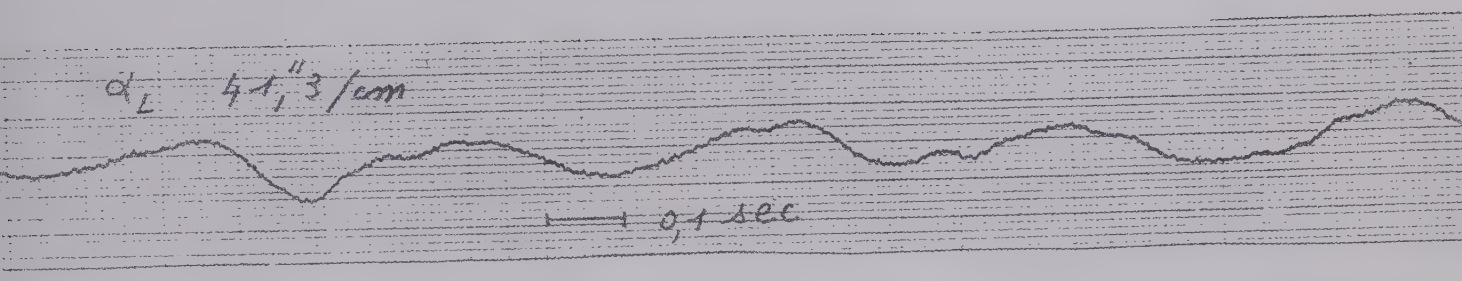


Fig. II - 58

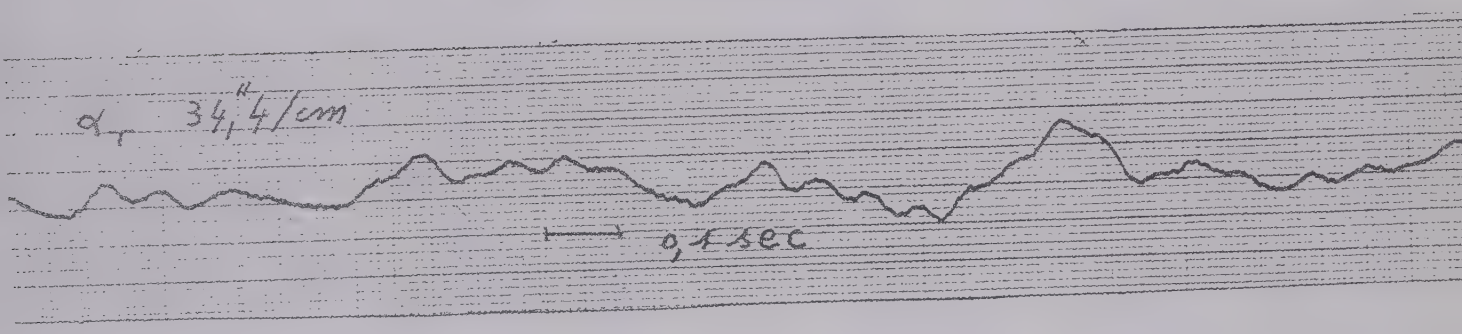
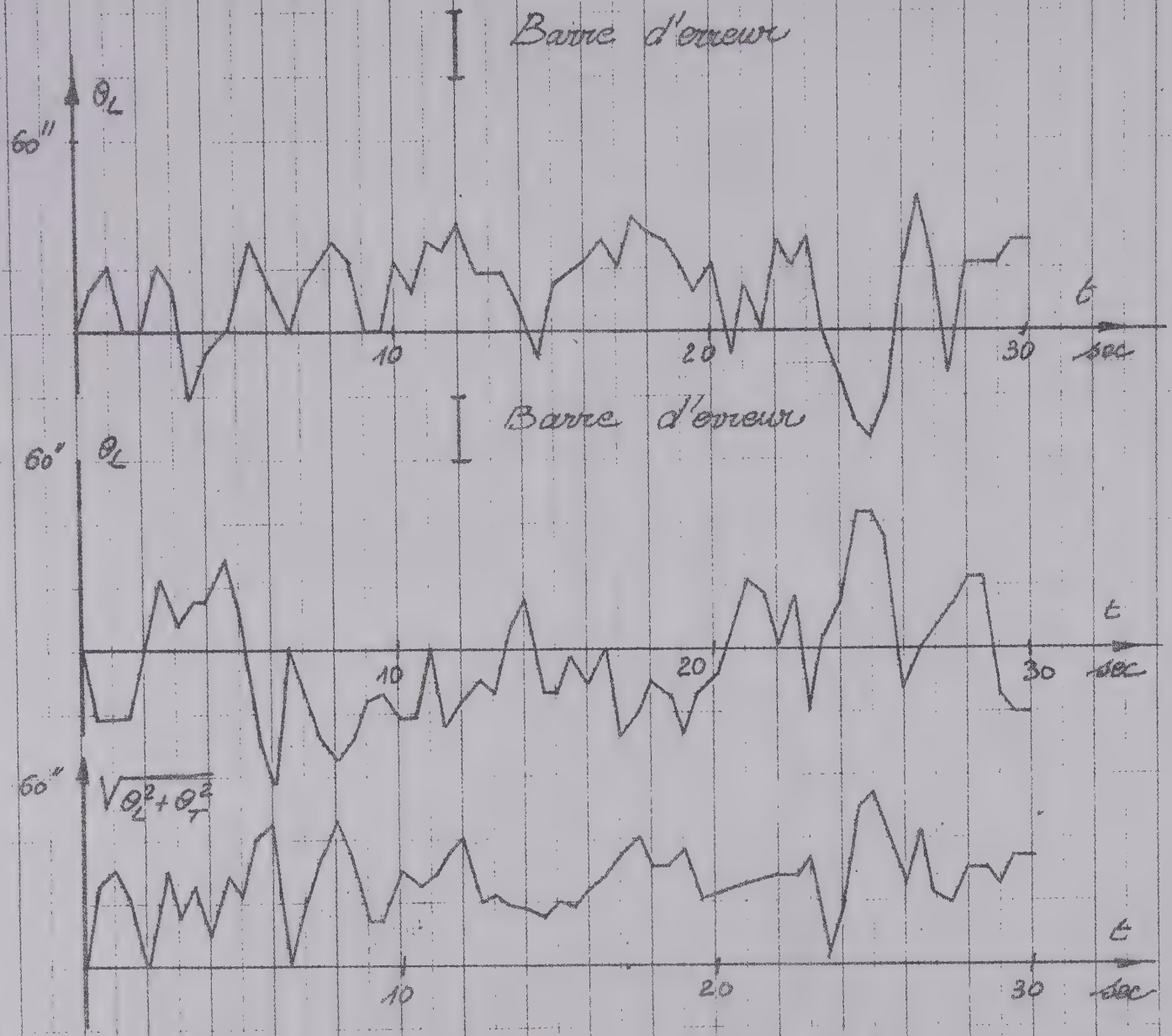


Fig. II - 59



$\bar{\theta}_L = 12,9 \quad \sigma_{\theta_L} = 16,22$

$\bar{\theta}_T = 4,17 \quad \sigma_{\theta_T} = 19,39$

$\bar{S} = 26,13 \quad \sigma_S = 11,8$

Fig II-60

ANNEXE

Annexe I - LE GYROSCOPE A UN DEGRE DE LIBERTE

Nous nous plaçons ici uniquement du côté de l'utilisateur

1. Description (Fig. I-1)

La toupie d'un gyroscope a un degré de liberté est liée à un boitier intérieur appelé flotteur, lequel est lié au boitier extérieur appelé carter par l'intermédiaire d'un axe appelé axe de sortie S

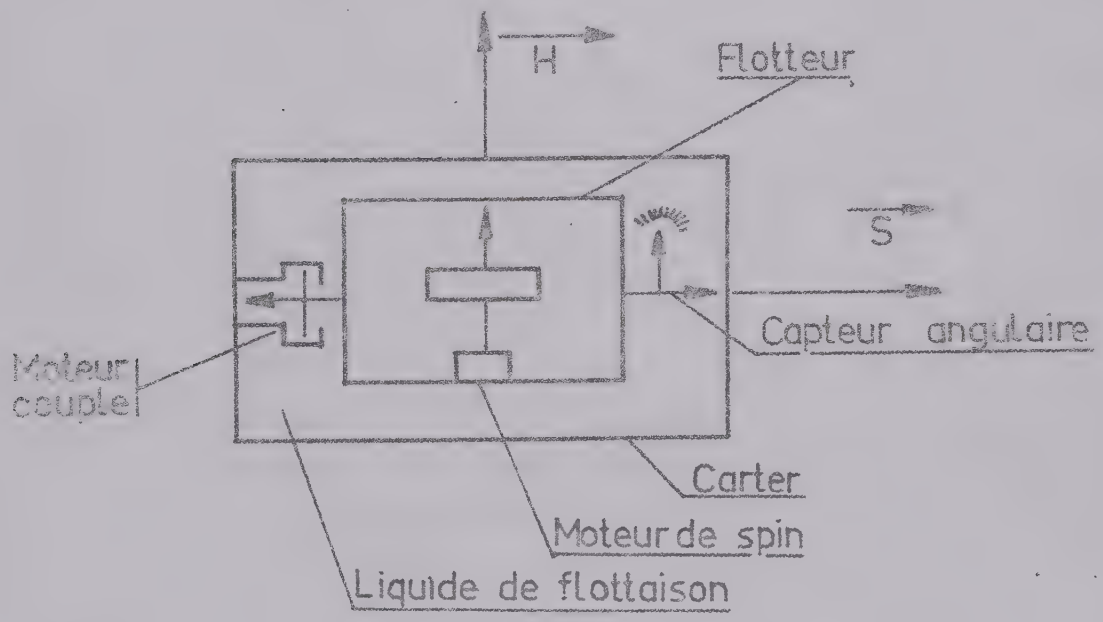


Fig I_1

Le flotteur et le carter constituent deux cylindres concentriques d'axe confondus avec l'axe de sortie.

De plus, le gyro dispose :

- d'un capteur angulaire permettant de mesurer le déplacement angulaire du flotteur par rapport au carter autour d'une position moyenne prise comme référence angulaire
- d'un moteur couple appliquant au flotteur un couple parallèle à l'axe de sortie
- d'un moteur de spin destiné à maintenir constante la vitesse de rotation de la toupie

- d'un liquide flottaison de densité telle, que la poussée soit égale au poids du flotteur, mais surtout de grande viscosité dont nous verrons la raison par la suite.

On appellera axe de spin l'axe parallèle à l'axe de rotation de la toupie et axe d'entrée l'axe perpendiculaire à l'axe de spin et à l'axe de sortie (Fig. I-2)

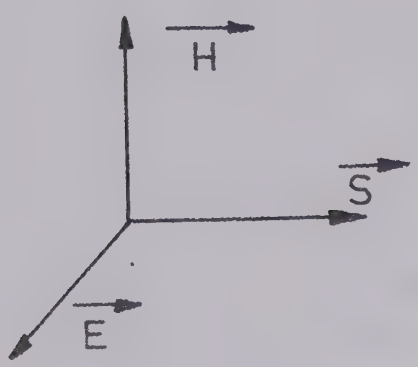


Fig I_2

La direction de E n'est pas comme celle de S matérialisée par un axe de cardan lié au carter, néammoins, en fonctionnement normal l'équipage mobile s'écarte peu de zéro, l'axe d'entrée E reste alors très voisin d'un axe lié au carter.

Notation :

θ_S mouvement angulaire du flotteur suivant l'axe sortie

θ_C mouvement angulaire du carter suivant l'axe sortie

θ_E mouvement angulaire du carter suivant l'axe entrée

θ_H mouvement angulaire du carter suivant l'axe spin

$$\Delta\theta_S = \theta_S - \theta_C$$

$$\mathcal{R} = \frac{d\theta}{dt}$$

H moment cinétique de la toupie

k raideur entre le flotteur et le carter (dû, notamment aux fils électriques alimentant le moteur spin)

f coefficient de viscosité suivant l'axe de sortie

J inertie du flotteur suivant l'axe de sortie

k_I sensibilité du moteur couple

Rotation du carter autour de ses axes principaux :

- Autour de H : En première approximation aucune rotation du carter autour de l'axe H n'est transmise à la toupie. Le gyro devrait donc être insensible suivant cet axe, une légère liaison existe cependant par l'intermédiaire du moteur de spin. On peut ainsi notamment démontrer que des mouvements autour de l'axe H peuvent entraîner une augmentation du bruit des gyros.

- Autour de S : A première vue, la seule liaison angulaire suivant l'axe de sortie existant entre le carter et le flotteur est la viscosité du liquide de flottaison. A viscosité infinie le gyro serait insensible suivant cet axe. Pratiquement il faudra s'attendre à une légère sensibilité du gyro proportionnel à la vitesse de rotation suivant l'axe de sortie.

- Autour de E : la rotation $\Omega_E = \frac{d\theta_E}{dt}$ est intégralement transmise à l'axe H par l'anneau de cardan. Il résulte un couple gyroscopique : $C_s = \vec{H} \wedge \vec{\Omega}_E$ parallèle à S impliquant une lecture sur α_S très importante

Conclusion : grande sensibilité suivant θ_E

Résumé : pratiquement aucune sensibilité suivant Ω_H
légère sensibilité suivant Ω_S
grande sensibilité suivant Ω_E

2. Bloc diagramme -

Nous avons vu que dans le gyro un axe était sensible non seulement suivant l'axe d'entrée mais également dans une moindre mesure suivant l'axe de sortie, tandis qu'il ne l'est pas du tout suivant l'axe de spin.

Proposons nous maintenant d'établir le bloc diagramme en tenant compte de la sensibilité suivant les deux axes, de son capteur angulaire et de son moteur couple.

L'équilibre des couples autour de l'axe de sortie devient :

$$C_\varepsilon + k_p I_{com} + H\theta'_E = k(\theta_S - \theta_c) + f(\theta_S - \theta_c)' + J\theta''_S \qquad (I\text{-}1)$$

avec $$C_S = C_f + C_\varepsilon + C_o + C_\beta + C_{anx} \qquad (I\text{-}2)$$

C_f couple de frottement entre le flotteur et le carter

C_b couple de balourd rendant le gyro sensible aux accélérations et notamment à la gravitation g

C_o couple constant

C_p couple dû à un champ magnétique extérieur

C_{an} couple anisoélastique dû à l'anisoélasticité et rendant le gyro sensible au carré des accélérations

$$C_{B_0} = k_{B_0} \Delta\theta_g + C_{0B_0}$$

$$\delta = \frac{C\delta}{H} \text{ dérive du gyro} \quad (I\text{-}3)$$

En transformée de Laplace l'éq. (I-1) devient :

$$C_S + k_\Gamma I_{com} + HP\theta_E = JP^2\theta_S + (k+fP)(\theta_S - \theta_c) \quad (I\text{-}4)$$

Si le mouvement du flotteur est décrit par θ_S, le capteur angulaire par contre est sensible à $\Delta\theta_S = \theta_S - \theta_c$

Transformons l'éq. I-4

$$C_S + k_\Gamma I_{com} + HP\theta_E = (k+fP+JP^2)(\theta_S - \theta_c) + JP^2\theta_c$$

$$\Delta\theta_S = \frac{1}{(k+fP+JP^2)}\left[C_S + k_\Gamma I_{com} + HP\theta_E - JP^2\theta_c\right] \quad (I\text{-}5)$$

L'éq I-5 peut se mettre sous la forme

$$\Delta\theta_S = \frac{\frac{1}{JP^2}}{\left[1+\frac{1}{JP^2}(k+fP)\right]}\left[C_S + k_\Gamma I_{com} + HP\theta_E - JP^2\theta_c\right] \quad (I\text{-}6)$$

ou encore

$$\Delta\theta_S = \frac{\frac{1}{fP(1+\frac{J}{f}P)}}{\left[1+\frac{1}{fP(1+\frac{J}{f}P)}k\right]}\left[C_S + k_\Gamma I_{com} + HP\theta_E - JP^2\theta_c\right]$$

posons: $G = \frac{H}{f}$, $\tau = \frac{J}{f}$ (I-7)

On obtient:

$$\Delta\theta_s = \frac{\frac{G}{P(1+\tau P)}}{\left[1 + \frac{G}{P(1+\tau P)}\frac{k}{H}\right]}\left[\delta + \frac{k_\Gamma}{H} I_{com} + d\theta_E - \frac{JP}{H} d\theta_c\right] \quad (I-8)$$

Des équations I-5, I-6, I-8 on déduit successivement les Figs. I-3, I-4, I-5

Avec k_d sensibilité du capteur angulaire du gyro

k_{ds} sensibilité de l'amplification à détection synchrone associée au capteur angulaire

V_B bruit ramené en sortie

Tenons compte maintenant de la réaction mécanique du gyro. Pour ce faire écrivons l'équilibre des couples suivant l'axe d'entrée :

$$C_E = J_E \theta'_E + H\theta_S'$$

sous forme de Laplace elle devient :

$$C_E = J_E P^2 \theta_E + HP\theta_S \quad (I-8)$$

Le bloc diagramme complet du gyro un axe devient Fig. I-6.
On y fait apparaître une non-linéarité N_2 qui n'est rien d'autre que les butées mécaniques du flotteur.

Remarque :

En examinant l'éq. I-5

$$k + fP + JP^2 = \begin{cases} k(1 + 2\xi\tau_0 P + \tau_0^2 P^2) \\ k\tau^2(P-\omega_1)(P-\omega_2) \\ k(1+\tau_f P)(1+\tau_J P) \end{cases}$$

avec

$$\left.\begin{aligned} \tau_0^2 &= \frac{J}{k} \\ 2\xi\tau_0 &= \frac{k f}{R} \end{aligned}\right\} \tau = \frac{\tau_0}{2\xi}$$

$$\omega_1 = -\frac{1}{\tau_0}\left(\xi + \sqrt{\xi^2 - 1}\right)$$

$$\omega_2 = -\frac{1}{\tau_0}\left(\xi - \sqrt{\xi^2 - 1}\right)$$

$$\omega_f = \frac{1}{\tau_f} = -\omega_1$$

$$\omega_J = \frac{1}{\tau_J} = -\omega_2$$

$$\omega_0 = \frac{1}{\tau_0}$$

Or en gyroscope on désire :

$$\left.\begin{aligned} 2\xi\tau_0 p &>>> 1 \\ 2\xi\tau_0 p &>>> \tau_0^2 p^2 \end{aligned}\right\} \xi >>> 1$$

dans ce cas

$$\omega_J = 2\xi\omega_0$$

$$\omega_f = \xi\omega_0\left[1 - \sqrt{1 - \frac{1}{\xi^2}}\right]$$

$$\omega_f = \xi\omega_0\left[1 - \left(1 - \frac{1}{2\xi^2}\right)\right]$$

$$\omega_f = \frac{\omega_0}{2\xi}$$

d'où :

$$\omega_J = 2\xi\omega_0 \rightarrow \tau_J = \frac{\tau_0}{2\xi} = \frac{J}{f} \frac{f}{k} = \tau$$

$$\omega_f = \frac{\omega_0}{2\xi} \rightarrow \tau_f = 2\xi\tau_0 = \frac{f}{k} \frac{f}{R} = \frac{H}{GR}$$

$$\tau_0^2 = \tau_f \tau_J = \frac{J}{k} = \frac{\tau H}{GR}$$

$$\xi = \frac{f}{2\sqrt{JR}} = \frac{1}{2}\sqrt{\frac{H}{G\tau R}}$$

$$G = \frac{H}{f}$$

Conclusion : en écrivant l'éq. I-5 sous la forme

$$\Delta\theta_S = \frac{\frac{H}{k_P}}{(1+\tau_f p)(1+\tau_J p)}\left[\theta_E + \theta_S + \frac{k\Gamma}{Hp} I_{com} - \frac{J}{H}\alpha_C\right] \quad (I-9)$$

avec $S = \theta'_S$

et en se reportant à la Fig. I-7 nous constatons :

pour $\omega < \omega_f$ le gyroscope se comporte en gyromètre

pour $\omega_f < \omega < \omega_J$ le gyro fonctionne en gyroscope sensible à θ_E et θ_S (la dérive) et à la vitesse suivant l'axe de sortie

pour $\omega > \omega_J$ le gyro fonctionne en gyroscope intégration et proportionnel à l'angle de sortie

Pratiquement k = 0

$$V_\theta = k_\theta \Delta\theta_S + V_B \quad (I-10)$$

$$\Delta\theta_S = \frac{G}{(1+\tau p)}\left[\theta_E + \theta_S + \frac{k\Gamma}{Hp} I_{com} - \frac{J}{H}\alpha_C\right] \quad (I-11)$$

(1) (2) (3) (4)

(1) $\Delta\theta_S$ est directement proportionnel à θ_E suivant l'axe d'entrée, les autres termes sont des angles d'erreur.

(2) angle de dérive

(3) I_{com} impose une vitesse de rotation en flottaison

(4) θ est proportionnel à la vitesse de rotation du carter ou de l'axe de sortie, changé de signe

Enfin : $S = \theta'_S = \frac{S}{H}$

peut encore s'écrire :

$$\delta = \delta_0 + \delta_{0_p} + \delta_a + \delta_g + \delta_{g^2}$$

L'éq. I-11 peut encore s'écrire :

$$\Delta\theta_S = \underbrace{\frac{G}{(1+\tau P)}\theta_E}_{(1)} + \frac{1/f}{(1+\tau P)}\left[\underbrace{\frac{1}{P}(k_f I_{com}+C_\delta)}_{(2)} - \underbrace{J\alpha_c}_{(3)}\right]$$

Les termes (2) et (3) sont indépendants de H donc indépendants de la vitesse de rotation de la toupie, celle-ci peut même s'arrêter sans modifier les termes (2) et (3). H n'agit sur (1) que par l'intermédiaire de G et sur C_δ

En conséquence : quelle que soit la vitesse de rotation de la toupie :

1. Tout courant de commande et couple constants appliqués directement sur le flotteur suivant l'axe de sortie imposent au flotteur une vitesse de rotation constante suivant l'axe de sortie indépendante de H
2. Une vitesse de rotation donnée au carter suivant l'axe de sortie impose un angle relatif du tambour suivant l'axe de sortie indépendamment de H.

On aurait pu déduire ces propriétés directement des Figs I-3 et I-4. Ces propriétés sont mises à profit lors de la mise en route des gyros et lors de mesures de certains de leur paramètres (H=0)

3. Influence d'un choc

Reprenons la formule (I-12) dans laquelle on pose :

$\theta_E(P) = \theta_E$ cad $\theta_E(t) = \theta_E\,\delta(t)$

$I_{com}(P) = I_{com}$ $\quad I_{com}(t) = I_{com}\,\delta(t)$

$C_\delta(P) = C_\delta$ $\quad C_\delta(t) = C_\delta\,\delta(t)$

$\alpha_c(P) = \alpha_c$ $\quad \alpha(t) = \alpha_c\,\delta(t)$

$$\lim_{t \to \infty} \Delta\theta_s(t) = \lim_{p \to 0} p\,\Delta\theta_\varepsilon(p)$$

$$\Delta\theta_s(\infty) = \frac{1}{f}\left[k_p I_{com} + C_s\right]$$

Les chocs angulaires ne décalent pas le gyro, tandis que tout choc linéaire (par l'intermédiaire du balourd) ou toute impulsion de courant décale définitivement le gyro.

Remarque : Nous avons supposé des chocs peu importants de façon à supposer que le gyro reste à travailler dans la domaine linéaire, dans le cas contraire les équations ne sont plus valables. C'est pourquoi en pratique on dira qu'un gyro est sensible au choc même angulaire.

4. Bouclage en gyromètre

Bouclons le gyroscope sur lui-même (Fig. I-8)

1er cas : $V_B = 0$

Si l'on compare la Fig. I-8 avec la Fig. I-5, le bouclage en gyromètre se comporte comme le gyroscope en boucle ouverte dans lequel k doit être remplacé par K .

$$K = k_+ k_d k_{ds} k_{I/V} k_f$$

pour lequel toutes les conclusions du paragraphe 2 sont valables :

pour : $\omega < \omega_f$ le bouclage en gyromètre est tout indiqué pour mesurer une vitesse

pour : $\omega > \omega_f$ le système se comporte comme en boucle ouverte

2ème cas : $V_B \neq 0$

$$V\theta_d = k_d k_{ds} \Delta\theta_s + V_B$$

$$\Delta\theta_S = \frac{\frac{H}{K}P}{(1+\tau_f P)(1+\tau_J P)}\left[\theta_E + \theta_S + \frac{k_r}{HP} I_{com} - \frac{J}{H}\gamma_c - \frac{k_r k_{I/V}}{HP} V_B\right]$$

$$K = k_r k_{I/V} k_d k_{ds} \quad \text{car } k \ll\ll K$$

pour $\omega \ll\ll \omega_f$ $\qquad V_B \approx 0$

$$V_{\theta d} = \frac{H}{k_r k_{I/V}}\left[\gamma_E + \delta + \frac{k_r}{H} I_{com} - \frac{J}{H}\gamma_c\right]$$

pour $\omega > \omega_f$ $\qquad \theta_E = \theta_S = I_{com} = \gamma_c = 0$

$$V_{\theta d} = \left[-\frac{k_d k_{ds}\frac{H}{K}P\frac{k_r k_{I/V}}{HP}}{(1+\tau_f P)(1+\tau_J P)} + 1\right] V_B$$

$$\text{or } \frac{\tau_J}{\tau_f} = \frac{1}{(2\xi)^2} \quad 2 \ll\ll 1$$

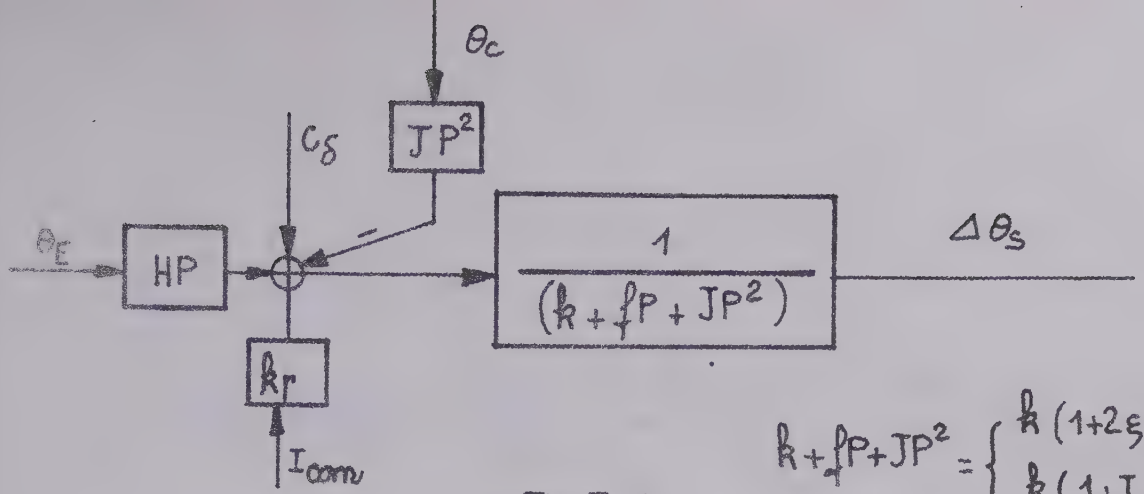
d'où : $V_{\theta d_{HF}} = \dfrac{\tau_f P}{(1+\tau_f P)} V_B$

ou encore $\boxed{V_{\theta d_{HF}} = V_B}$ pour $\xi \gg\gg 1$, $\omega \gg\gg \omega_f$

conclusion pour :

$\omega < \omega_f$ le bouclage en gyromètre se prête bien pour des mesures de vitesse angulaire et de dérive du gyro

$\omega_f < \omega < \omega_s$ permet de mesurer le bruit haute fréquence



$$k + fP + JP^2 = \begin{cases} k(1+2\xi T_o P + T_o^2 P^2) \\ k(1+T_f P)(1+T_J P) \end{cases}$$

Fig I_3

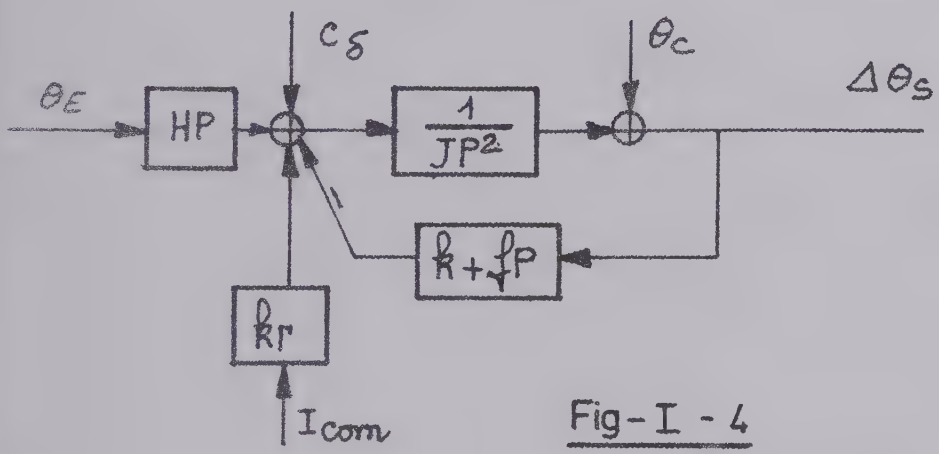


Fig-I-4

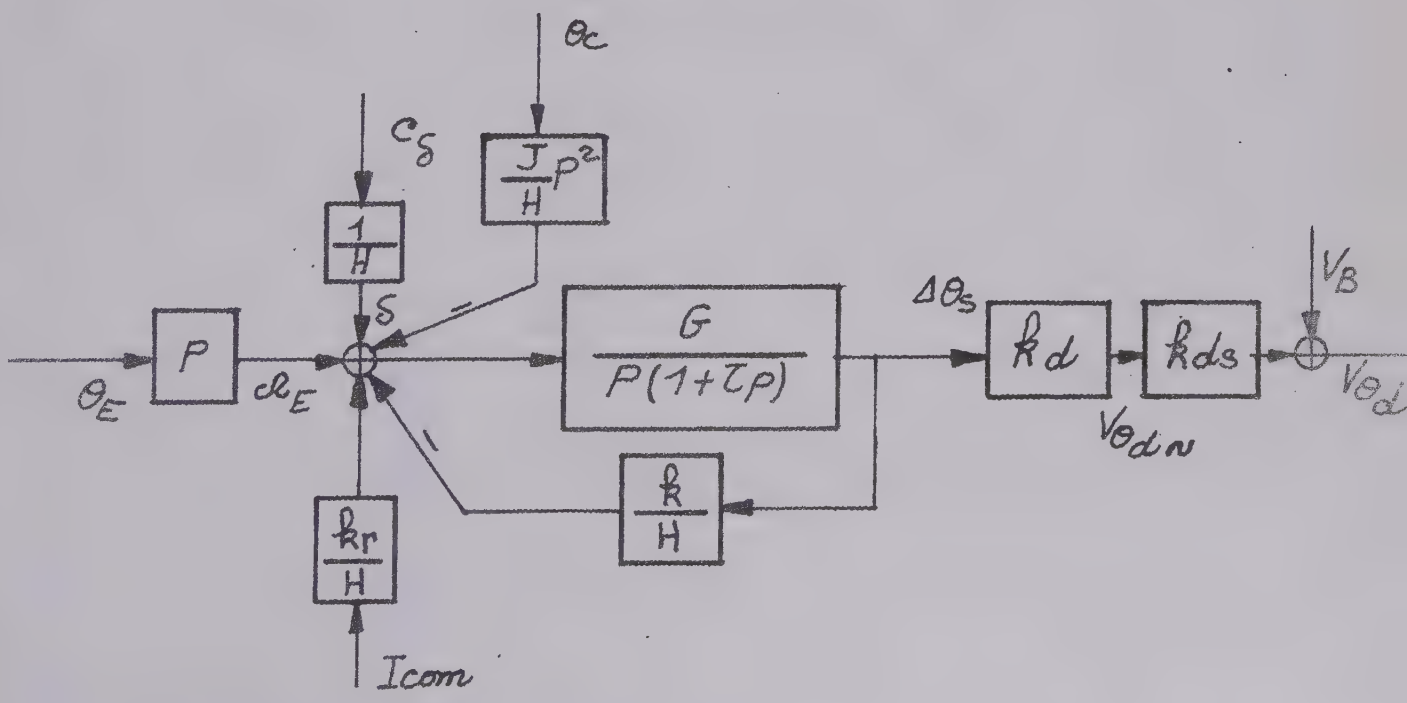
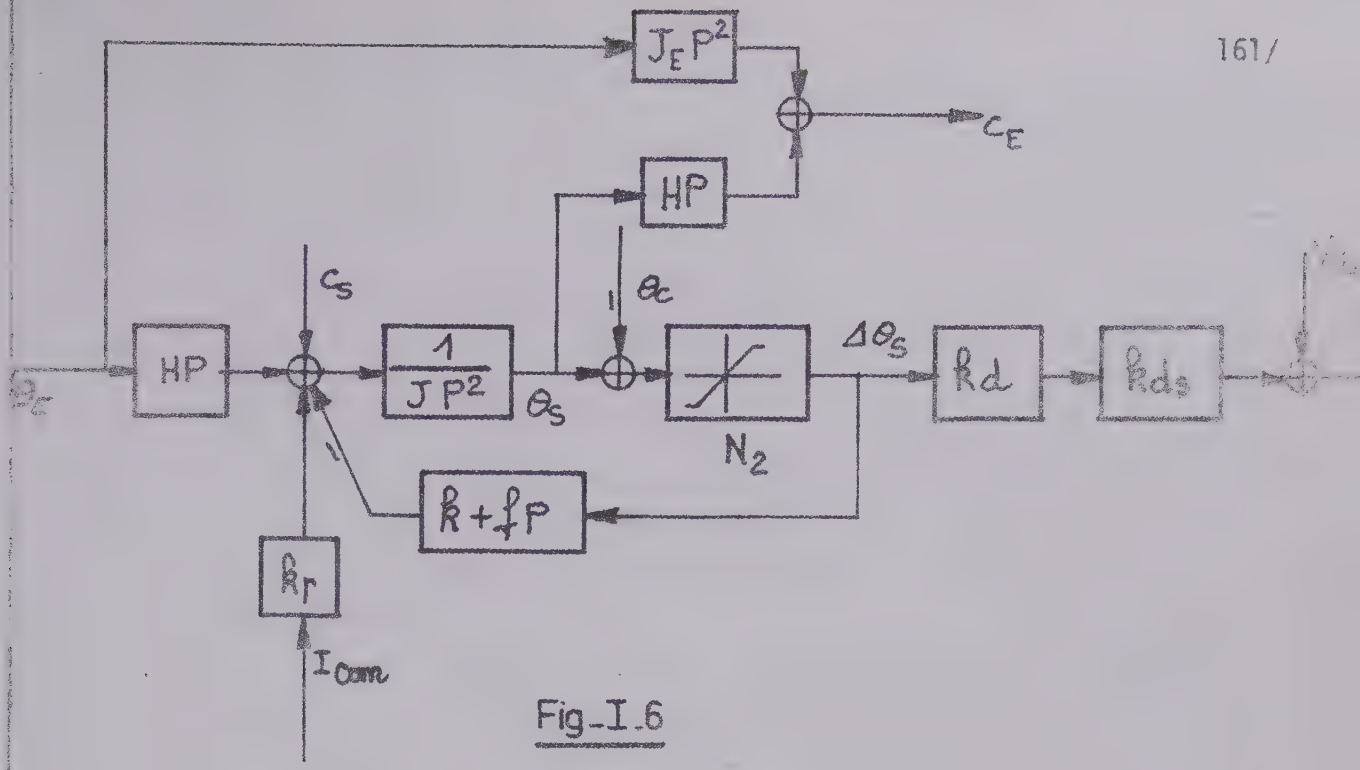
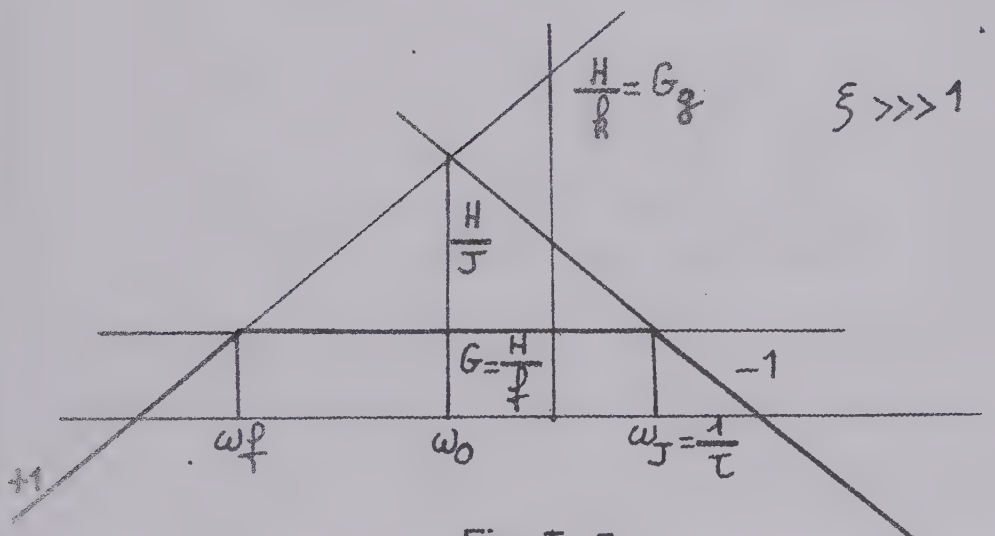


Fig I_5



Fig_I.6



Fig_I_7

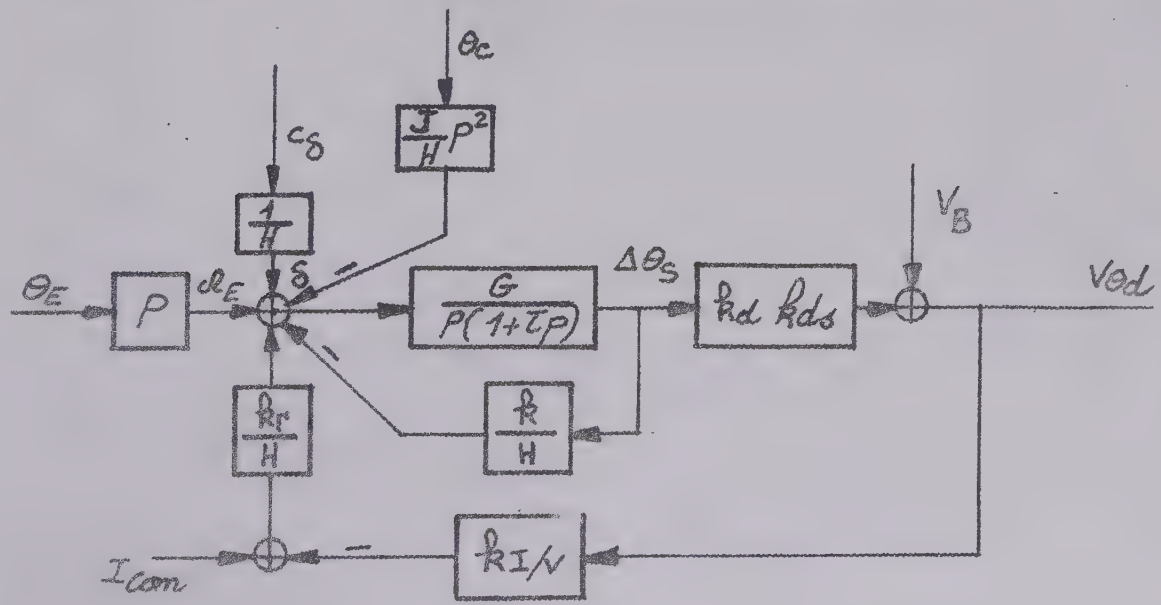


Fig-I-8

ANNEXE II - LE BALOURD DU TELESCOPE

Notation

θ_{hij} sont des angles dont :

h définit le vecteur unitaire (direction sens)

i définit le côté mobile

j définit le côté référence

h peut être :

R, T, L roulis, tangage, lacet du télescope (I partie, fig.I-4)

R_a, T_a, L_a roulis, tangage, lacet de l'avion(" " " I-1)

R_c, T_c, L_c roulis, tangage, lacet de la cuve

i et j peuvent être T le télescope

C la cuve

a l'avion

j peut être aussi g le rapport galiléen

T, a, g peuvent être sous entendu ainsi :

$\theta_R = \theta_{RTg}$	$\theta_{Ra} = \theta_{Raag}$	$\theta_{Rc} = \theta_{Rcg}$	$\theta_{Ra} = \theta_{Rag}$	$\alpha_R = \theta_{RTC}$
$\theta_T = \theta_{TTg}$	$\theta_{Ta} = \theta_{Taag}$	$\theta_{Tc} = \theta_{Tcg}$	$\theta_{Ta} = \theta_{Tag}$	$\alpha_T = \theta_{TTC}$
$\theta_L = \theta_{LTg}$	$\theta_{La} = \theta_{Laag}$	$\theta_{Lc} = \theta_{Lcg}$	$\theta_{La} = \theta_{Lag}$	$\alpha_L = \theta_{LTC}$

$\theta = \theta_T$ ou θ_L

$\theta_a = \theta_{Ta}$ ou θ_{Ra}

$\alpha = \alpha_T$ ou α_L

$\theta_{Te} = \theta_{TTe}$ ou θ_{LTe}

remarque : $\alpha_R = 0$

$\theta_{Ra} = \theta_{Ta}$

$\theta_R = \theta_{Ra}$

$\theta_c = \theta_a$

$\theta_\perp$ signifie que si $\begin{cases} \theta = \theta_T \text{ alors } \theta_\perp = \theta_L \\ \theta = \theta_L \text{ alors } \theta_\perp = \theta_T \end{cases}$

$\alpha_\perp$ " " " " " $\begin{cases} \alpha = \alpha_T \text{ alors } \alpha_\perp = \alpha_L \\ \alpha = \alpha_L \text{ alors } \alpha_\perp = \alpha_T \end{cases}$

Enfin :

$\theta = \theta_o + d\theta$ exemple $\theta_T = \theta_{T_o} + d\theta_T$

$$\left.\begin{aligned} \gamma_x &= \gamma_{xTg} \\ \gamma_y &= \gamma_{yTg} \\ \gamma_z &= \gamma_{zTg} \end{aligned}\right\}$$ accélération du télescope par rapport à un repère Galiléen

$$\left.\begin{aligned} \gamma_{xa} &= \gamma_{xaag} \\ \gamma_{ya} &= \gamma_{yaag} \\ \gamma_{za} &= \gamma_{zaag} \end{aligned}\right\}$$ accélération de l'avion par rapport à un repère Galiléen

1. - Changement de coordonnées

1.1. Changement de coordonnée généralisée

Soit x_g, y_g, z_g repères Galiléens (Fig. II-1) auxquels on associe les axes de rotation L_g, T_g, R_g.

Considérons un autre repère x, y, z associés au télescope (I partie , fig. I-4) et dans la présente annexe Fig. II-2. Supposons l'origine des deux systèmes confondue avec le centre de rotation du télescope et supposons de plus le télescope initialement dans sa position horizontale

$$x = x_g$$

$$y = -z_g$$

$$z = -y_g$$

- Effectuons une rotation du télescope en tangage de (Fig. II-4)

$$x_{\theta_T} = x_g$$

$$y_{\theta_T} = y_g \sin\theta_T - z_g \cos\theta_T$$

$$z_{\theta_T} = -\left(y_g \cos\theta_T + z_g \sin\theta_T\right)$$

- Effectuons une rotation du télescope en lacet de θ_L (Fig. II-5)

$$x_{\theta_T\theta_L} = x_{\theta_T}\cos\theta_L - z_{\theta_T}\sin\theta_L$$

$$y_{\theta_T\theta_L} = y_{\theta_T}$$

$$z_{\theta_T\theta_L} = x_{\theta_T}\sin\theta_L + z_{\theta_T}\cos\theta_L$$

- Effectuons une rotation du télescope en roulis θ_R (Fig.II-6)

$$x = y_{\theta_T\theta_L}\sin\theta_R + x_{\theta_T\theta_L}\cos\theta_R$$

$$y = y_{\theta_T\theta_L}\cos\theta_R - x_{\theta_T\theta_L}\sin\theta_R$$

$$z = z_{\theta_T\theta_L}$$

Des équations précédentes on déduit :

$$x = x_g\cos\theta_L\cos\theta_R + y_g(\sin\theta_T\sin\theta_R + \cos\theta_T\sin\theta_L\cos\theta_R) + z_g(\sin\theta_T\sin\theta_L\cos\theta_R - \cos\theta_T\sin\theta$$

$$y = -x_g\cos\theta_L\sin\theta_R + y_g(\sin\theta_T\cos\theta_R - \cos\theta_T\sin\theta_R) - z_g(\cos\theta_T\cos\theta_R + \sin\theta_T\sin\theta_L\sin\theta_R)$$

$$z = x_g\sin\theta_L - y_g\cos\theta_T\cos\theta_L - z_g\sin\theta_T\cos\theta_L$$

Linéarisons les équations précédentes en adaptant l'hypothèse des petits mouvements angulaires du télescope :

posons :

$$\theta_R = \theta_{R_0} + d\theta_R$$

$$\theta_T = \theta_{T_0} + d\theta_T$$

$$\theta_L = \theta_{L_0} + d\theta_L$$

$$x = x_0 + \left(\frac{\delta x}{\delta \theta_R}\right)_0 d\theta_R + \left(\frac{\delta x}{\delta \theta_T}\right)_0 d\theta_T + \left(\frac{\delta x}{\delta \theta_L}\right)_0 d\theta_L$$

$$y = y_0 + \left(\frac{\delta y}{\delta \theta R}\right)_0 d\theta_R + \left(\frac{\delta y}{\delta \theta_T}\right)_0 d\theta_T + \left(\frac{\delta y}{\delta \theta_L}\right)_0 d\theta_L$$

$$z = z_0 + \left(\frac{\delta z}{\delta \theta_R}\right)_0 d\theta_R + \left(\frac{\delta z}{\delta \theta T}\right)_0 d\theta_T + \left(\frac{\delta z}{\delta \theta_L}\right)_0 d\theta_L$$

avec : $\theta_{R_0} = \theta_{L_0} = 0$ on obtient

$$x_0 = x_g$$
$$y_0 = y_g \sin\theta_{T_0} - z_g \cos\theta_{T_0}$$
$$z_0 = -(y_g \cos\theta_{T_0} + z_g \sin\theta_{T_0})$$

$$\left(\frac{\delta x}{\delta \theta R}\right)_0 = y_g \sin\theta_{T_0} - z_g \cos\theta_{T_0}$$
$$\left(\frac{\delta x}{\delta \theta_T}\right)_0 = 0$$
$$\left(\frac{\delta x}{\delta \theta_L}\right)_0 = y_g \cos\theta_{T_0} + z_g \sin\theta_{T_0}$$

$$\left(\frac{\delta y}{\delta \theta_R}\right)_0 = -x_g$$
$$\left(\frac{\delta y}{\delta \theta_T}\right)_0 = y_g \cos\theta_{T_0} + z_g \sin\theta_{T_0}$$
$$\left(\frac{\delta y}{\delta \theta_L}\right)_0 = 0$$

$$\left(\frac{\delta z}{\delta \theta R}\right)_0 = 0$$
$$\left(\frac{\delta z}{\delta \theta T}\right)_0 = y_g \sin\theta_{T_0} - z_g \cos\theta_{T_0}$$
$$\left(\frac{\delta z}{\delta \theta_L}\right)_0 = x_g$$

On obtient finalement le changement de coordonnées généralisées dans le cas de petits mouvements du télescope.

$$x = x_g + (y_g \sin\theta_{T_0} - z_g \cos\theta_{T_0})\, d\theta_R + (y_g \cos\theta_{T_0} + z_g \sin\theta_{T_0})\, d\theta_L \quad (II-1)$$

$$y = (y_g \sin\theta_{T_0} - z_g \cos\theta_{T_0}) - x_g\, d\theta_R + (y_g \cos\theta_{T_0} + z_g \sin\theta_{T_0})\, d\theta_T \quad (II-2)$$

$$z = -(y_g \cos\theta_{T_0} + z_g \sin\theta_{T_0}) + (y_g \sin\theta_{T_0} - z_g \cos\theta_{T_0})\, d\theta_T + x_g\, d\theta_L \quad (II-3)$$

Cas particulier :

$$x_g \approx y_g \approx z_g$$

$$x = x_o = x_g \qquad (II-4)$$

$$y = y_o = y_g \sin\theta_{To} - z_g \cos\theta_{To} \qquad (II-5)$$

$$z = z_o = -(y_g \cos\theta_{To} + z_g \sin\theta_{To}) \qquad (II-6)$$

1.2 Accélération terrestre (appliqué au centre de gravité du télescope)

repère galiléen

$$g_{x_g} = g_{y_g} = 0$$

$$g_{z_g} = -g$$

repère télescope

$$g_x = g(\cos\theta_{To}\, d\theta_R - \sin\theta_{To}\, d\theta_E)$$

$$g_y = g(\cos\theta_{To} - \sin\theta_{To}\, d\theta_T)$$

$$g_z = g(\sin\theta_{To} + \cos\theta_{To}\, d\theta_T)$$

1.3 Accélération avion (appliquée au centre de rotation)

repère avion

$$\gamma_{x_a} \approx \gamma_{y_a} \approx \gamma_{z_a}$$

$$\alpha_{To} = \theta_{To}$$

repère télescope

$$\gamma_x = \gamma_{x_a}$$

$$\gamma_y = \gamma_{y_a} \sin\alpha_{To} - \gamma_{z_a} \cos\alpha_{To}$$

$$\gamma_z = -(\gamma_{y_a} \cos\alpha_{To} + \gamma_{z_a} \sin\alpha_{To})$$

1.4. Mouvement angulaire de l'avion

repère terrestre

$$\theta_{Ra} = \theta_{xg}$$

$$\theta_{Ta} = -\theta_{yg}$$

$$\theta_{La} = \theta_{zg}$$

avec $\theta_{Ra} \simeq \theta_{Ta} \simeq \theta_{La}$

repère télescope

$$\theta_{Ra} = \theta_R = -\theta_z$$

$$\theta_{Ta} = \theta_x$$

$$\theta_{La} = -\theta_y$$

$$\theta_R = \theta_{La} \sin\theta_{To} - \theta_{Ta} \cos\theta_{To}$$

$$\theta_{Ta} = \theta_{Ra}$$

$$\theta_{La} = \theta_{Ta} \sin\theta_{To} + \theta_{La} \cos\theta_{To}$$

2. Couple appliqué sur le télescope dû à l'accélération terrestre

$$C_{Rg} = M(x g_y - y g_x)$$

$$C_{Tg} = M(z g_y - y g_z)$$

$$C_{Lg} = M(z g_x - x g_z)$$

$$C_{Rg} = Mg\left[x(\cos\theta_{To} - \sin\theta_{To}\, d\theta_T) - y(\cos\theta_{To}\, d\theta_R - \sin\theta_{To}\, d\theta_L)\right]$$

$$C_{Tg} = Mg\left[z(\cos\theta_{To} - \sin\theta_{To}\, d\theta_T) - y(\sin\theta_{To} + \cos\theta_{To}\, d\theta_T)\right]$$

$$C_{Lg} = Mg\left[z(\cos\theta_{To}\, d\theta_R - \sin\theta_{To}\, d\theta_L - x(\sin\theta_{To} + \cos\theta_{To}\, d\theta_T)\right]$$

Posons :

$$a_{10} = Mg\, x \cos\theta_{T_0} \qquad a_{12} = -Mg\, x \sin\theta_{T_0}$$

$$a_{20} = Mg\,(z\cos\theta_{T_0} - y\sin\theta_{T_0}) \qquad a_{22} = -Mg\,(z\sin\theta_{T_0} + y\cos\theta_{T_0})$$

$$a_{30} = -Mg\, x \sin\theta_{T_0} \qquad a_{32} = -Mg\, x \cos\theta_{T_0}$$

$$a_{11} = -Mg\, y \cos\theta_{T_0} \qquad a_{13} = Mg\, y \sin\theta_{T_0}$$

$$a_{21} = 0 \qquad a_{23} = 0$$

$$a_{31} = Mg\, z \cos\theta_{T_0} \qquad a_{33} = -Mg\, z \sin\theta_{T_0}$$

On obtient :

$$C_{Rg} = a_{10} + a_{11}\, d\theta_R + a_{12}\, d\theta_T + a_{13}\, d\theta_L \qquad (II-7)$$

$$C_{Tg} = a_{20} + a_{22}\, d\theta_T \qquad (II-8)$$

$$C_{Lg} = a_{30} + a_{31}\, d\theta_R + a_{32}\, d\theta_T + a_{33}\, d\theta_L \qquad (II-9)$$

3. Couple appliqué au télescope dû aux accélérations de l'avion

Ce couple est appliqué au centre de rotation. Ce couple est le même que s'il avait été appliqué au centre de gravité du télescope mais changé de signe.

$$C_{R\gamma} = Mg\,(y\gamma_x - x\gamma_y)$$

$$C_{T\gamma} = Mg\,(y\gamma_z - z\gamma_y)$$

$$C_{L\gamma} = Mg\,(x\gamma_z - z\gamma_x)$$

$$C_{R\gamma} = Mg\left[y\gamma_{x_a} - x(\gamma_{y_a}\sin\alpha_{T_0} - \gamma_{z_a}\cos\alpha_{T_0})\right]$$

$$C_{T\gamma} = Mg\left[-y(\gamma_{y_a}\cos\alpha_{T_0} + \gamma_{z_a}\sin\alpha_{T_0}) - z(\gamma_{y_a}\sin\alpha_{T_0} - \gamma_{z_a}\cos\alpha_{T_0})\right]$$

$$C_{L\gamma} = Mg\left[-x(\gamma_{y_a}\cos\alpha_{T_0} + \gamma_z\sin\alpha_{T_0}) - z\gamma_{x_a}\right]$$

Posons :

$$b_{11} = Mgy$$
$$b_{21} = 0$$
$$b_{31} = -Mgz$$
$$b_{12} = -Mgx\sin\alpha_{T_0}$$
$$b_{22} = -Mg(y\cos\alpha_{T_0} + z\sin\alpha_{T_0})$$
$$b_{32} = -Mgx\cos\alpha_{T_0}$$
$$b_{13} = Mgx\cos\alpha_{T_0}$$
$$b_{23} = Mg(z\cos\alpha_{T_0} - y\sin\alpha_{T_0})$$
$$b_{33} = -Mgx\sin\alpha_{T_0}$$

On obtient :

$$C_{R\gamma} = b_{11}\gamma_{x_a} + b_{12}\gamma_{y_a} + b_{13}\gamma_{z_a} \qquad (II-10)$$

$$C_{T\gamma} = b_{22}\gamma_{y_a} + b_{23}\gamma_{z_a} \qquad (II-11)$$

$$C_{L\gamma} = b_{31}\gamma_{x_a} + b_{32}\gamma_y + b_{33}\gamma_{z_a} \qquad (II-13)$$

4. Couple de balourd

$$\begin{cases} b_T = C_{Tg} + C_{T\gamma} \end{cases}$$

$$\begin{cases} b_L = C_{Lg} + C_{L\gamma} \end{cases}$$

$$\mathcal{F}b_T = \begin{cases} a_{20} + a_{22}\, d\theta_T + b_{22}\, \gamma_{y_a} + b_{23}\, \gamma_{z_a} & \text{(II-14)} \\ a_{20} + a_{22}\, d\theta_T + Mg(y\gamma_z - z\gamma_y) & \text{(II-15)} \end{cases}$$

$$\mathcal{F}b_L = \begin{cases} a_{30} + a_{31}\, d\theta_R + a_{32}\, d\theta_T + a_{33}\, d\theta_L + b_{31}\, \gamma_{x_a} + b_{32}\, \gamma_{y_a} + b_{33}\, \gamma_{z_a} & \text{(II-16)} \\ a_{30} + a_{31}\, d\theta_R + a_{32}\, d\theta_T + a_{33}\, d\theta_L + Mg(x\gamma_z - z\gamma_x) & \text{(II-17)} \end{cases}$$

On en déduit la Fig. II-7 dans lequel a_{22} et a_{33} apparaissent comme des raideurs qui s'ajoutent à k.

On appellera raideur apparente :

$$k_{a_T} = a_{22} + k$$

$$k_{a_T} = a_{33} + k$$

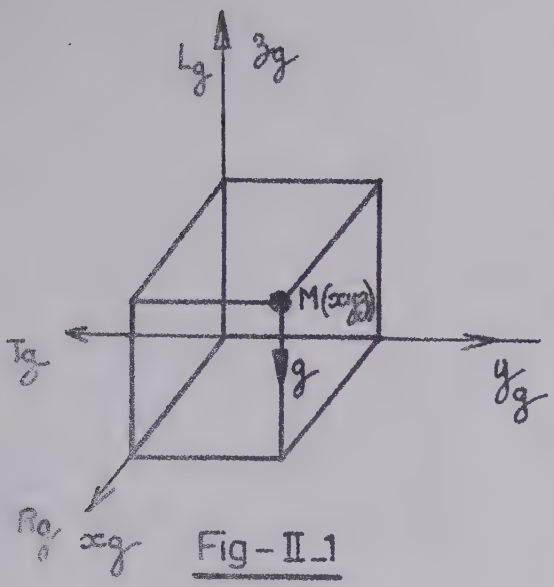


Fig - II_1

Repère Galiléen

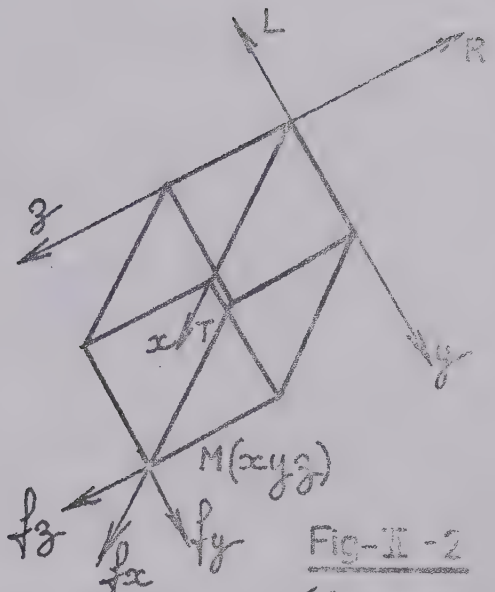


Fig - II - 2

Repère télescope

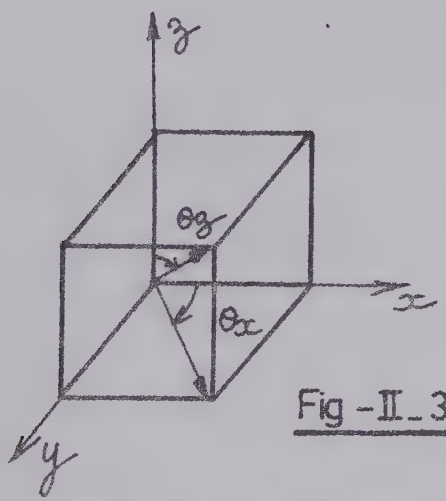


Fig - II_3

Repère télescope

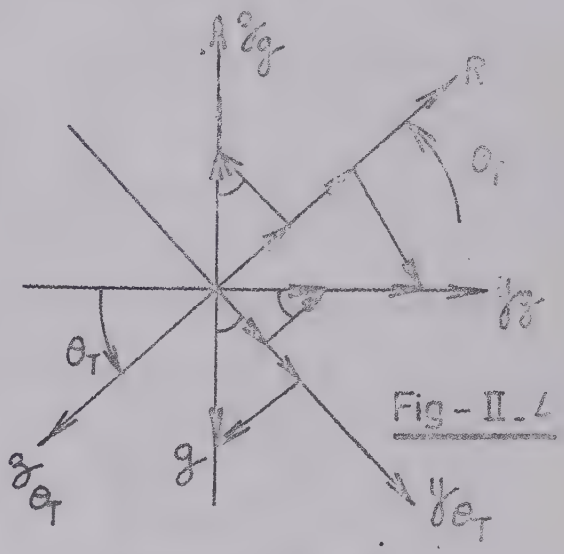
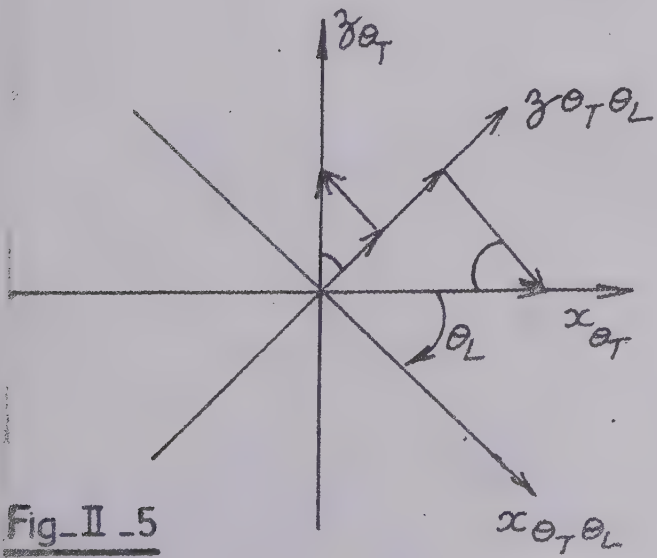


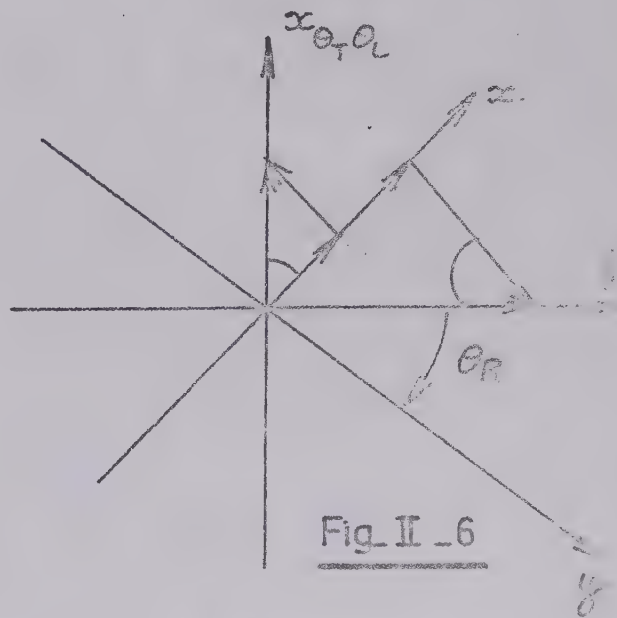
Fig - II_4

Rotation θ_T



Fig_II_5

Rotation θ_L



Fig_II_6

Rotation θ_R

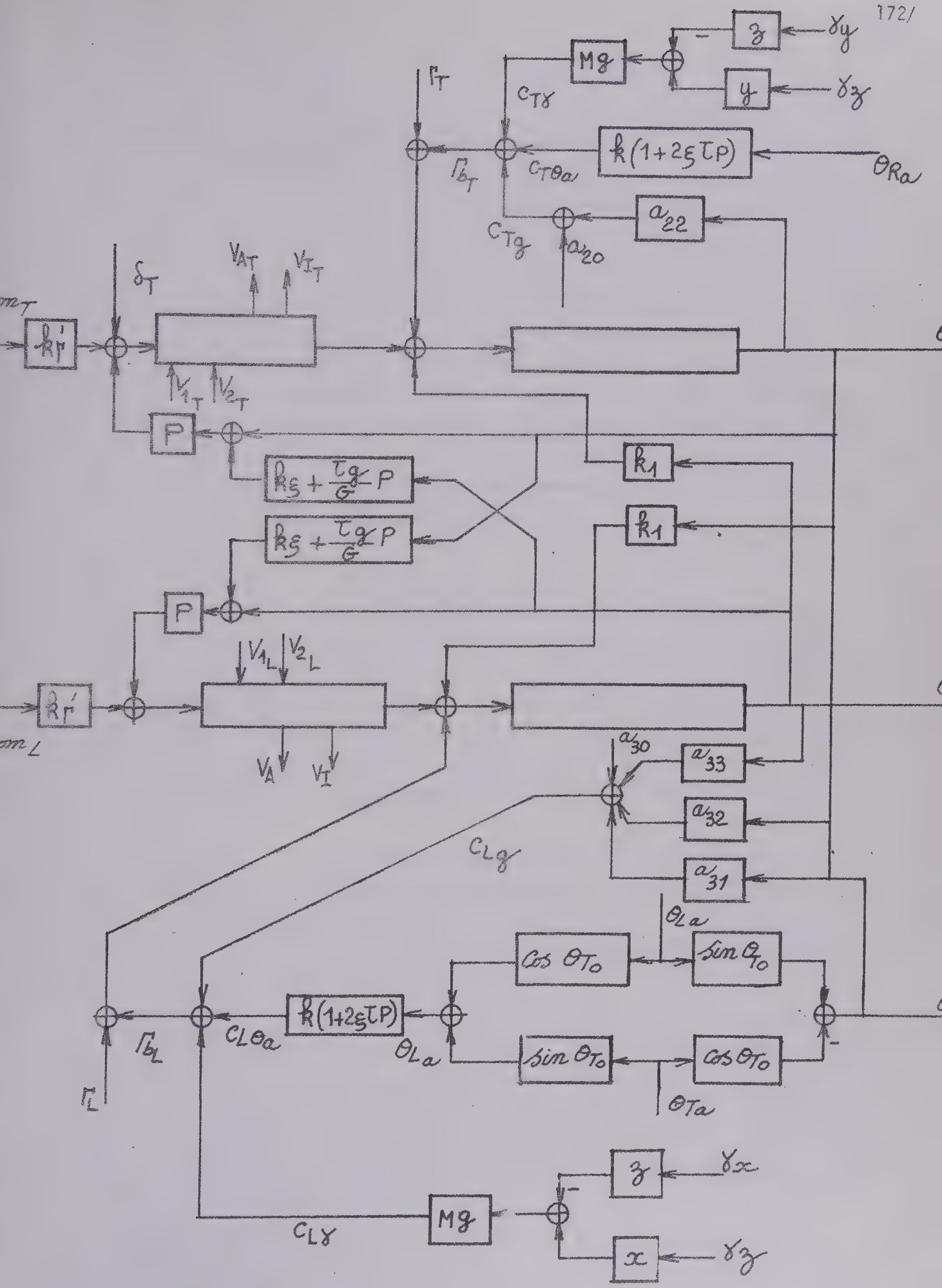

z
γy
Mg
y
γz
ΓT
CTγ
k(1+2ξτP)
θRa
ΓbT
CTθa
a22
CTg
a20
δT
VAT
VIT
kΓ'
V1T
V2T
P
kξ + τg/G P
k1
kξ + τg/G P
k1
P
V1L
V2L
kΓ'
VA
VI
a30
a33
a32
a31
CLg
θLa
cos θTo
sin θTo
k(1+2ξτP)
CLθa
θLa
sin θTo
cos θTo
ΓbL
ΓL
θTa
z
γx
Mg
CLγ
x
γz

Fig II-7

ANNEXE III- EQUILIBRAGE DU TELESCOPE

Equilibrer le télescope revient à amener son centre de gravité aussi près que possible de son centre de rotation. Pour ce faire tous les éléments situés sur la platine d'expérience seront fixés rigidement, tandis qu'un contre-poids est prévu pour équilibrer grossièrement le télescope. Enfin trois masses m_1, m_2, m_3 (Figs. III-1 et III-2) peuvent se déplacer le long d'une tige et seront destinées à réaliser le réglage fin. Après l'équilibrage, tout démontage et remontage étant à proscrire nous avons été mis dans l'obligation de trouver une méthode permettant d'effectuer cette opération tant en laboratoire, sur maquette, qu'à bord de l'avion. C'est cette méthode que nous décrivons ci-dessous.

1. Principe de la méthode

Nous allons profiter du fait que le télescope est situé dans une cuve pouvant pivoter dans un plan vertical autour de l'axe θ_T (plan de la feuille - Figs. III-5 et III-6) tandis que le télescope est libre de tourner autour de ses deux axes de rotation. En tangage autour de l'axe ou (Fig. III-2) horizontal et parallèle à l'axe de roulis de l'avion, en lacet autour de l'axe ou situé dans un plan vertical et perpendiculaire à l'axe du télescope.

Deux capteurs angulaires, l'un situé sur l'axe de roulis l'autre sur l'axe de lacet, mesurent l'angle de tangage et de lacet du télescope par rapport à la cuve, tandis que deux moteurs couples, placés de même sur chaque axe, permettent d'appliquer un couple de lacet et tangage sur le télescope.

La méthode consiste à mesurer le couple nécessaire en mesurant le courant injecté dans les moteurs couples pour maintenir l'axe du télescope confondu avec l'axe de la cuve (le capteur angulaire fonctionnant alors en détecteur de zéro) et ce par deux positions angulaires θ_1 et θ_2 de la cuve (Fig. III-6). Le télescope sera équilibré si pour ces deux positions les couples nécessaires sont nuls.

Pour ce faire, il faut déplacer les masses m_1, m_2, m_3 à un endroit bien déterminé. L'équilibrage du télescope revient donc à déterminer la position à donner à ces masses d'équilibrage.

2. Systèmes de coordonnées

Munissons le télescope d'un système d'axe de coordonnées cartésiennes o x y z liées au télescope (Fig. III-3 et III-4) tel que

- le point o se confonde avec le centre de rotation
- l'axe o z soit confondu avec l'axe du télescope et aura pour sens positif la direction opposée à celle de visée
- l'axe o x horizontal, (précédemment décrit) parallèle à l'axe de roulis de l'avion et de même sens
- l'axe o y (précédemment décrit également) situé dans un plan vertical et perpendiculaire à l'axe de visée dont le sens positif est dirigé vers le bas

Ainsi tous les points liés au télescope pourront être définis par rapport à ce système de coordonnées.
Il en est ainsi pour :

- le centre de gravité du télescope M de coordonnées x y z (Fig. III-4)
- des masses m_1 de coordonnées $x_1 y_1 z_1$
- des masses m_2 de coordonnées $x_2 y_2 z_2$
- des masses m_3 de coordonnées $x_3 y_3 z_3$

Les Figs. II-1 et III-2 montrent clairement que les barres le long desquelles peuvent se déplacer les masses m_1 m_2 m_3 sont toutes situées à une distance d du centre de rotation . Les coordonnées des masses d'équilibrage deviennent :

- m_1 de coordonnées (x_1, d, o)
- m_2 de coordonnées (d, y_2, o)
- m_3 de coordonnées (d, o, z_3)

voir Fig. III-7

3. Coordonnées du centre de gravité

Pour maintenir le télescope en équilibre, il faut appliquer les couples suivants (fig. III-4)

$$C_x = Mg(z\cos\theta - y\sin\theta) \quad (III-1)$$

$$C_y = Mg\,x\sin\theta \quad (III-2)$$

$$C_z = Mg\,x\cos\theta \quad (III-3)$$

En asservissant le télescope au milieu de la cuve, il nous est possible de mesurer C_x et C_y par l'intermédiaire des moteurs couples d'asservissement. Le télescope n'étant pas asservi suivant l'axe z, C_z n'est pas mesurable.

De l'équation (III-2) on déduit :

$$x = \frac{C_y}{Mg\sin\theta} \quad (III-4)$$

De l'équation (III-1) et en mettant la cuve dans les deux positions angulaires θ_1 et θ_2, fig.III-2 on obtient :

$$\frac{C_{x_1}}{Mg\cos\theta_1} = z - y\,tg\,\theta_1 \qquad \frac{C_{x_1}}{Mg\sin\theta_1} = z\,\mathrm{cotg}\,\theta_1 - y$$

$$\frac{C_{x_2}}{Mg\cos\theta_2} = z - y\,tg\,\theta_2 \qquad \frac{C_{x_2}}{Mg\sin\theta_2} = z\,\mathrm{cotg}\,\theta_2 - y$$

par différence on obtient finalement :

$$y = \frac{\frac{C_{x_1}}{\cos\theta_1} - \frac{C_{x_2}}{\cos\theta_2}}{Mg(tg\,\theta_2 - tg\,\theta_1)} \quad (III-5)$$

$$z = \frac{\frac{C_{x_1}}{\sin\theta_1} - \frac{C_{x_2}}{\sin\theta_2}}{Mg(\mathrm{cotg}\,\theta_1 - \mathrm{cotg}\,\theta_2)} \quad (III-6)$$

Les équations (III-4, III-5, III-6) permettent donc de calculer les coordonnées du centre de gravité en connaissant les couples C_x et C_y pour deux positions θ_1 et θ_2 de la cuve. Le télescope étant en mode asservi cuve.

4. Equilibrage du télescope

Des équations (III-1)et (III-2) et en faisant apparaître les masses d'équilibrage on obtient :

$$C_x = Mg(z\cos\theta - y\sin\theta) + m_1 g(z_1\cos\theta - y_1\sin\theta) + m_2 g(z_2\cos\theta - y_2\sin\theta) + m_3 g(z_3\cos\theta - y_3\sin\theta)$$

$$C_y = (Mx + m_1 x_1 + m_2 x_2 + m_3 x_3) g \sin\theta$$

Introduisons les coordonnées des masses d'équilibrage m_1 (x_1, d, o) m_2 (d, y_2, o) m_3 (d, o, z_3)

$$C_x = (Mz + m_3 z_3) g\cos\theta - (My + m_1 d + m_2 y_2) g\sin\theta$$

$$C_y = (Mx + m_1 x_1 + m_2 d + m_3 d) g\sin\theta$$

posons :

$$Mz = C_1$$

$$My + m_1 d = C_2$$

$$Mx + m_2 d + m_3 d = C_3$$

toutes des constantes

On obtient :

$$C_x = (m_3 z_3 + C_1) g\cos\theta - (m_2 y_2 + C_2) g\sin\theta \quad (III-7)$$

$$C_y = (m_1 x_1 + C_3) g\sin\theta \quad (III-8)$$

4.1. Réglage de m_1

Déplaçons m_1 de façon à obtenir $C_y = 0$, l'équation III-8 montre que la chose est possible.

On en déduit x = o (éq. III-2) ce qui signifie que le centre de gravité se trouve dans le plan vertical y o z contenant le centre de rotation avec $C_z = 0$ (éq. III-3). La masse m_1 est ainsi définitivement positionnée.

4.2. Réglage de m_3

La méthode est ici plus difficile, on déduit la position de m_3 c'est-à-dire z_3 en déterminant la position de m_2 c'est-à-dire θ_1 et θ_2 de la cuve (z_3 est constante).

Reprenons l'équation III-7 avec $C_x = 0$

$$0 = (m_3 z_3 + C_1) g \cos\theta - (m_2 y_2 + C_2) g \sin\theta$$

$$y_2 = \frac{(m_3 z_3 + C_1)}{m_2} \operatorname{cotg}\theta - \frac{C_2}{m_2}$$

posons : y_{21} pour $\theta = \theta_1$

y_{22} pour $\theta = \theta_2$

$$\Delta y_2 = y_{22} - y_{21}$$

$$\Delta y_2 = \frac{(m_3 z_3 + C_1)}{m_2} (\operatorname{cotg}\theta_2 - \operatorname{cotg}\theta_1) \quad (III-9$$

Or on désire que $\Delta y_2 = 0$ pour ce faire il faut donner une autre position à m_3 soit $z_3' = z_3 + \Delta z_3$ tel que $\Delta y = 0$ quelque soit θ_1 et θ_2

$$\Delta y_2 = 0 = \frac{m_3 z_3' + C_1}{m_2} (\cot g\, \theta_2 - \cot g\, \theta_1)$$

d'où : $m_3 z_3' + C_1 = 0$

$$z_3 = -\left(\frac{C_1}{m_3} + \Delta z_3\right)$$

Introduisons z_3 ainsi trouvée dans l'équation (III-9)

$$\Delta y_2 = \frac{\left[-m_3\left(\frac{C_1}{m_3} + \Delta z_3\right) + C_1\right]}{m_2} (\cot g\, \theta_2 - \cot g\, \theta_1)$$

d'où :
$$\boxed{\Delta z_3 = \frac{\frac{m_2}{m_3}\Delta y_2}{(\cot g\, \theta_1 - \cot g\, \theta_2)}} \qquad (III-10)$$

4-3 Réglage de m_2

m_3 étant positionnée à sa valeur calculée z_3 il suffit de faire $C_x = 0$ en déplaçant m_2 pour que le télescope soit équilibré.

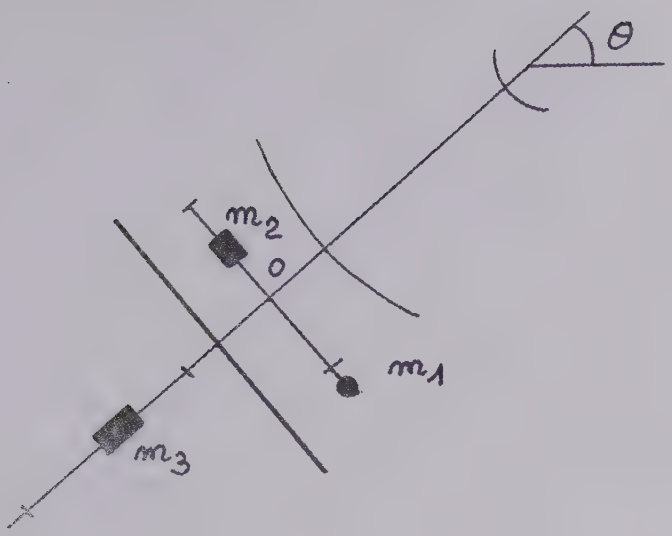
Remarque

On aurait pu procéder autrement : d'abord régler m_1 comme précédemment, ensuite déduire la position de m_2 c'est-à-dire y_2 en déterminant la position de m_3 c'est-à-dire z_3 rendant $C_x = 0$ pour deux positions angulaires θ_1 et θ_2 de la cuve, y_2 = cst

De la même façon, c'est-à-dire en partant de l'équation III-7 avec $C_x = 0$, on démontre :

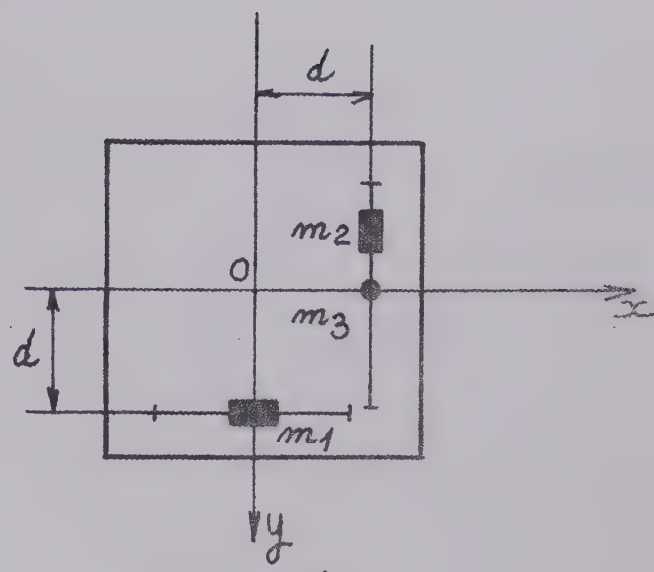
$$\Delta y_2 = \frac{\frac{m_3}{m_2}\Delta z_3}{tg\,\theta_1 - tg\,\theta_2} \qquad (III-11)$$

Après avoir glissé m_2 dans sa nouvelle position déterminée par l'équation III-11, il suffit à nouveau de faire $C_x = 0$ en déplaçant m_3 pour que le télescope soit équilibré.



Vue de profil

Fig III_1



Vue arrière

Fig - III_2

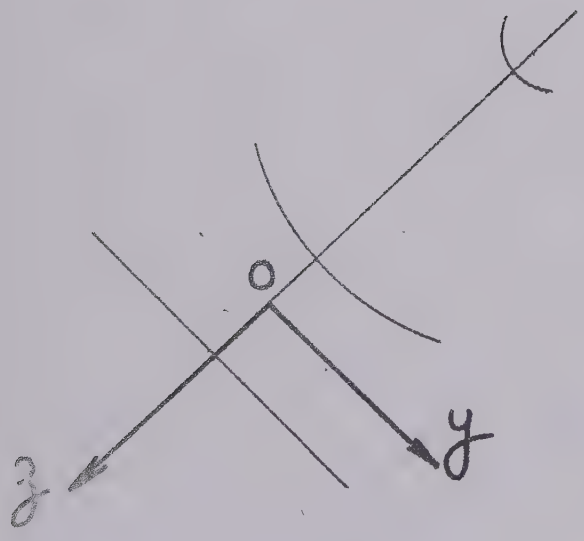


Fig III_3

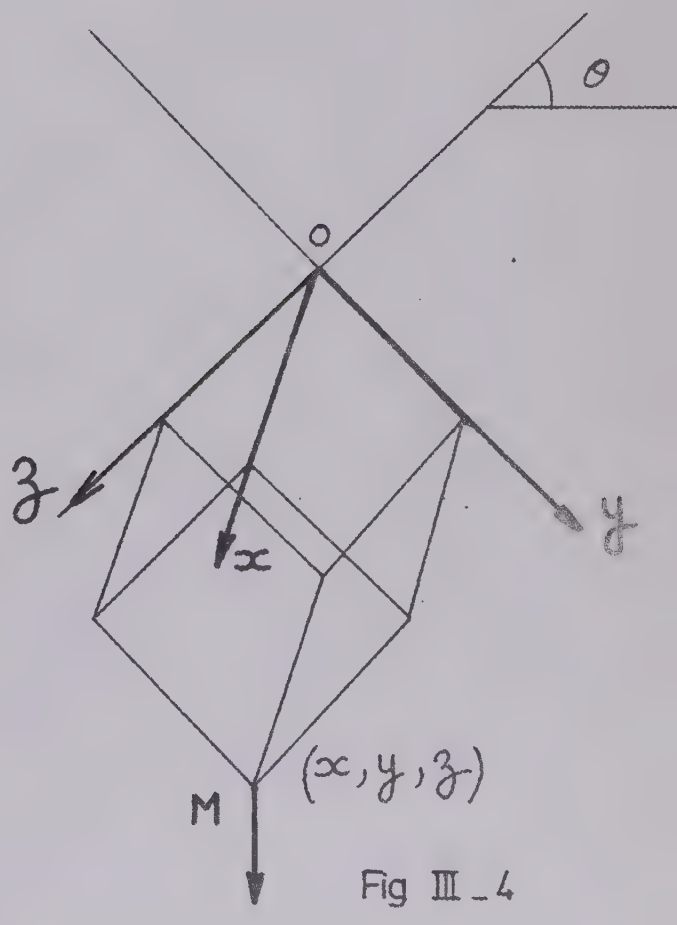


Fig III_4

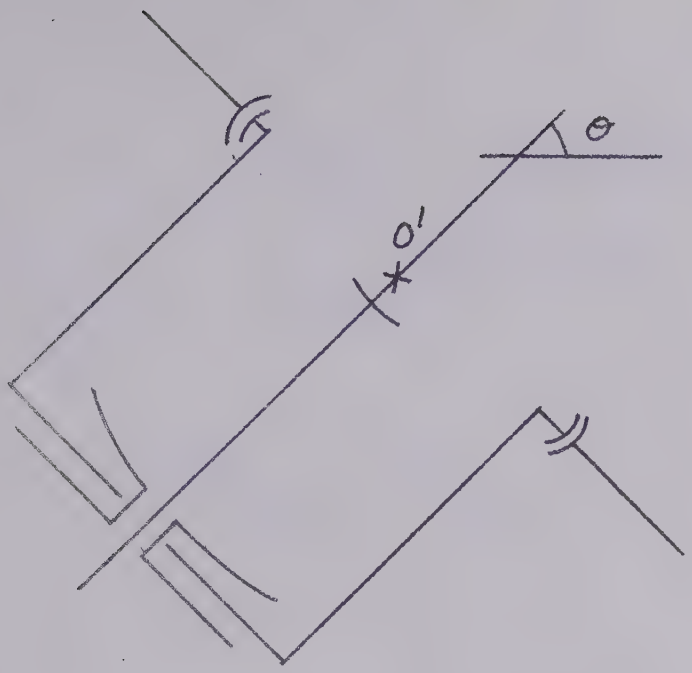


Fig Ⅲ-5

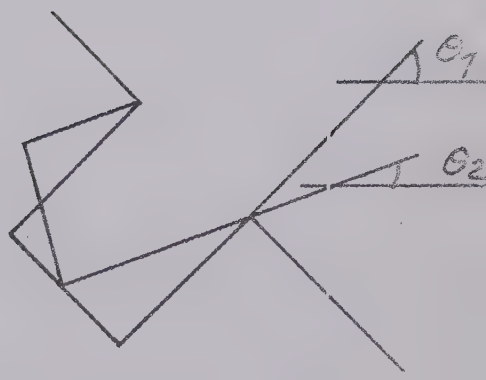


Fig Ⅲ-6

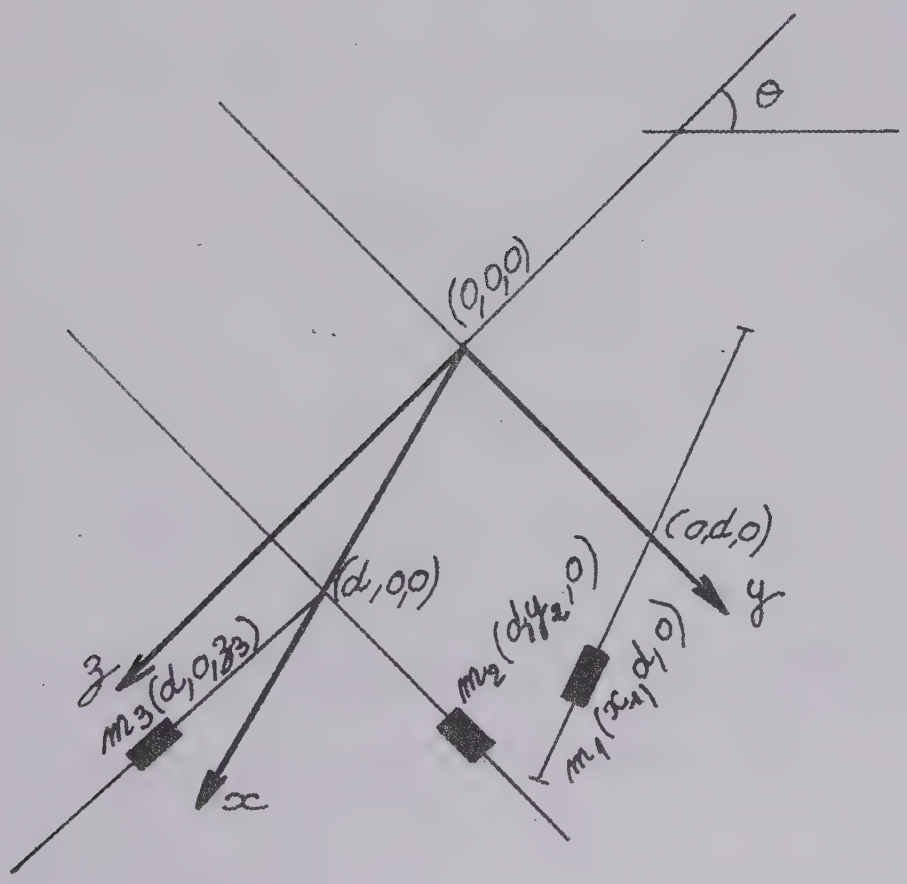


Fig Ⅲ-7

ANNEXE IV - PROBLEMES DIVERS

1. Balourd maximum

Hypothèse

$(d\theta_T)_{max} = (d\theta_L)_{max} = 20''$ (précision de pointage demandé)

$(d\theta_T) = (d\theta_L) = 5''$ (dépointage accordé au balourd)

$(d\theta_{Ra})_{max} = (d\theta_{Ta})_{max} = (d\theta_{La})_{max} =$ { 10' pour T = 100 sec ; 1,4' pour T = 5 sec } expérimenta

$\gamma_x = \gamma_y = \gamma_z = 0{,}1\,g$ (voir II partie fig. II-11)

$Mg = 1000\ N\ (\approx 100\ kg)$

$\Gamma_{max} = 1{,}41\ N$ avec $|\Gamma_m| \leq \frac{\Gamma_{max}}{10}$ $\Gamma_m = -T(P)\Pi$

1.1. Influence de g

1.1.1. En tangage :

$$d\theta_T = T_{\theta P}(a_{20} + a_{22}\, d\theta_T)$$

$$d\theta_T = \frac{T_{\theta P}}{(1 - a_{22})}\, a_{20} = T_{\theta P}\, a_{20} \quad (pe = f = 0)$$

$$a_{20} = Mg(z\cos\theta_T - y\sin\theta_T) = Mgx(\cos\theta_T - \sin\theta_T)$$

$$a_{22} = Mg(z\sin\theta_T + y\cos\theta_T) = Mgx(\sin\theta_T + \cos\theta_T)$$

$$a_{20} \leq \frac{\Gamma_{max}}{10}$$

$$Mg\,x\,(\cos\theta_T - \sin\theta_T) \leq \frac{\Gamma_{max}}{10}$$

$$x \leq \frac{\Gamma_{max}}{10Mg(\cos\theta_T + \sin\theta_T)}$$

$$\boxed{x \leq 0{,}1\ min}$$

$$a_{22}\, d\theta_T \leq \frac{\Gamma_{max}}{10}$$

$$Mg\,x\,(\sin\theta_T + \cos\theta_T)(d\theta_T)_{max} \leq \frac{\Gamma_{max}}{10}$$

$$x \leq \frac{\Gamma_{max}}{10Mg(\sin\theta_T + \cos\theta_T)(d\theta_T)_{max}}$$

$$\boxed{x \leq 1{,}06\ min}$$

1.1.2. En lacet :

$$d\theta_L = T_{\theta\Gamma}\left[a_{30} + a_{31}\,d\theta_R + a_{32}\,d\theta_T + a_{33}\,d\theta_L\right]$$

$$d\theta_L = \frac{T_{\theta\Gamma}}{(1 - a_{33}\,T_{\theta\Gamma})}\left[a_{30} + a_{31}\,d\theta_R + a_{32}\,d\theta_T\right]$$

$$a_{30} = -Mgx\sin\theta_T$$

$$a_{31} = Mgz\cos\theta_T$$

$$a_{32} = -Mgx\cos\theta_T$$

$$a_{33} = -Mgz\sin\theta_T$$

$$d\theta_R = d\theta_{L_a}\sin\theta_T - d\theta_{T_a}\cos\theta_T$$

$$a_{30} \leq \frac{\Gamma_{max}}{10}$$

$$Mg\, x \sin\theta_T \leq \frac{\Gamma_{max}}{10}$$

$$x \leq \frac{\Gamma_{max}}{10 Mg \sin\theta}$$

$$\boxed{x \leq 0{,}28\ m}$$

$$a_{33}\, d\theta_L \leq \frac{\Gamma_{max}}{10}$$

$$Mg\, x \sin\theta_T\, (d\theta_L)_{max} \leq \frac{\Gamma_{max}}{10}$$

$$x \leq \frac{\Gamma_{max}}{10 Mg \sin\theta_T\, (d\theta_L)_{max}}$$

$$\boxed{x \leq 2{,}9\ mm}$$

1.1.3. Vérification :

$$|a_{33}\, T_{\theta\Gamma}| \leq \frac{1}{10}$$

$$Mg\, x \sin\theta_T\, T_{\theta\Gamma} \leq \frac{1}{10}$$

$$x \leq \frac{1}{Mg \sin\theta_T\, T_{\theta\Gamma}}$$

$$x \leq 2\ m$$

1-2-3) $d\theta_L = T_{\theta f}\, a_{31} (d\theta_R)_{max} \leq (d\theta_L)$

$$T_{\theta f} Mg\, x \cos\theta_T \left[(d\theta_{La})_{max} \sin\theta_T - (d\theta_{Ta})_{max} \cos_T \right] \leq (d\theta_L)$$

$$x \leq \frac{d\theta_L}{T_{\theta f} Mg \cos\theta_T (d\theta_{Ra})_{max} (\sin\theta_T + \cos\theta_T)}$$

$(d\theta_{Ra})_{max}$	$T_{\theta f}$ rad/Nm	x mm
10'	$3\ 10^{-4}$	23,5
1,42'	$1,21\ 10^{-3}$	41

(1-2-4) $d\theta_L = T_{\theta f}\, a_{32} (d\theta_T)_{max} \leq (d\theta_L)$

$$T_{\theta f} Mg\, x \cos\theta_T (d\theta_T)_{max} \leq (d\theta_L)$$

$$x \leq \frac{(d\theta_L)}{T_{\theta f} Mg \cos\theta_T (d\theta_T)_{max}}$$

$$\boxed{x \leq 28.9 \text{ mm}}$$

1.2. Influence de γ

$$\gamma_x = \gamma_y = \gamma_z = 0,1$$

$$x = y = z$$

$$Mg = 1000\,N \ (\approx 100\,kg)$$

$$(d\theta_T) = (d\theta_L) = 5''$$

$$d\theta_T = \frac{T_{op}}{(1 - a_{22} T_{op})} Mg (y\gamma_z - z\gamma_y)$$

$$d\theta_L = \frac{T_{op}}{(1 - a_{33} T_{op})} Mg (x\gamma_z - z\gamma_x)$$

1-2_1) $$d\theta_L = T_{op} Mg (x\gamma_z - z\gamma_x) \leq (d\theta_L)$$

$$T_{op}\, x\, Mg (\gamma_z - \gamma_x) \leq (d\theta_L)$$

$$x \leq \frac{(d\theta_L)}{2 T_{op}\, g\, \gamma_x}$$

$$\boxed{x \leq 0{,}12 \text{ mm}}$$

1-2_2) Vérification

$$a_{33} T_{op} \leq \frac{1}{10}$$

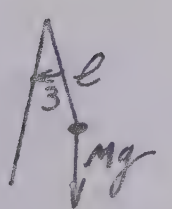
$$Mg\, x \sin\theta_T\, T_{op} \leq \frac{1}{10}$$

$$x \leq \frac{1}{10 Mg \sin\theta_T T_{op}}$$

$$\boxed{x \leq 200 \text{ mm}}$$

1.3. Conclusion

$$\boxed{l \leq 0{,}1 \text{ mm}}$$



$$C = l Mg \sin 3° = k_m I$$

$$I = \frac{l Mg \sin 3°}{k_m}$$

pour $l = 0{,}1$ mm

$I_{max} = 7{,}43$ mA

2. Raideur maximum

2.1. En tangage

$$d\theta_T = \frac{T_{\theta r}}{(1 - a_{22} T_{\theta r})} k (1 + 2\xi T p)(d\theta_{Ra}) \leq (d\theta_T)$$

$$k \leq \frac{d\theta_T}{T_{\theta r} \; (d\theta_{Ra})_{max}}$$

$(d\theta_{Ra})_{max}$	$T_{\theta r}$ rd/Nm	k Nm/rd
10'	$3\,10^{-4}$	27,8
1,42'	$1,21\,10^{-3}$	48,6

2.2. En lacet

$$d\theta_L = \frac{T_{\theta r}}{(1 - a_{22} T_{\theta r})} k (1 + 2\xi T p)(d\theta_{T_a} \sin\theta_T + d\theta_{L_a} \cos\theta_T) \leq (d\theta_L)$$

$$k \leq \frac{(d\theta_L)}{T_{\theta r} \; (d\theta_{Ra})_{max} \; (\sin\theta_T + \cos\theta_T)}$$

$(d\theta_{Ra})_{max}$	k Nm/rd
10'	20,3
1,42'	35,6

2.3. Conclusion

$$k \leq 20{,}3 \text{ Nm/rd } (3{,}61 \text{ Kg cm/°})$$

3. Couple de frottement maximum

(Choix des roulements)

Si l'avion était animé d'un mouvement angulaire triangulaire :

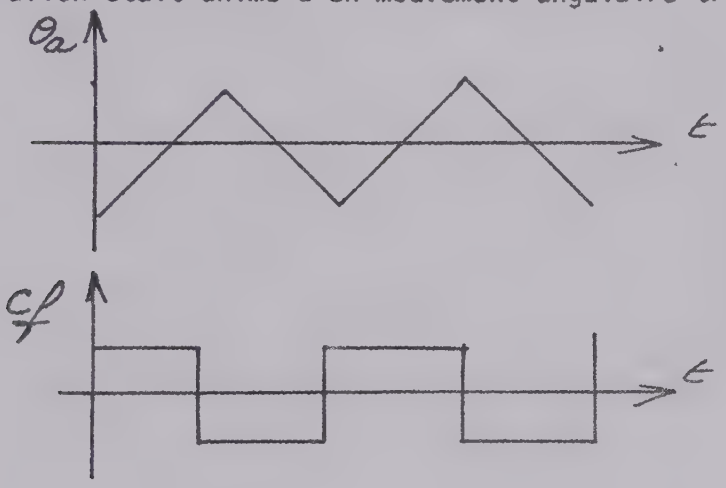


fig IV-1

Le frottement serait de forme rectangulaire, et par la méthode du premier harmonique on obtient :

$$\Gamma f_{max} = \frac{(d\theta)}{T\theta f} \quad \Big\} \quad \Gamma f_{max} = 3.73\,10^{-3} \text{ Nm } (38 \text{ gr cm})$$

$$(d\theta) = 1''$$

$$T\theta f = 1.3\,10^{-3} \text{ rd/Nm}$$

ANNEXE V - TABLEAU DES VOLS

VQ = vol de qualification
VT = vol technologique
VP = vol pointé
VS = vol scientifique
PF = point fixe
VI = vol inertiel

Vol N°	Date	Départ		Arrivée		Durée	Type	Essais
		Lieu	Heure	Lieu	Heure			
	17/12/71	Brétigny	10h10	Perpignan	12h40	2h30	VQ	Etanchéité
		Perpignan	14h50	Brétigny	16h50	2h		Retour
	31/01/72	Brétigny	13h30	Brétigny	14h25	0h55	VQ	Mécanique
	01/2/72	Brétigny	10h00	Perpignan	12h50	2h50	VQ	Mécanique
		Perpignan	13h55	Brétigny	15h00	1h25		Retour
	27/04/72	Brétigny	14h30	Brétigny	17h50	2h50	VT	Optique
	04/05/72	Brétigny	9h55	Brétigny	11h55	2h	VT	Photo de Vénus
1092	26/04/73	Brétigny	9h35	Brétigny	10h05	0h30	VQ	Vibrations anormales
1093		Brétigny		Brétigny		1h15	VQ	Vibrations provenant télescope
1094		Brétigny		Brétigny		0h35	VQ	Déflecteur de 4cm
1095	04/05/73	Brétigny	8h55	Brétigny	10h07	1h10	VT	Turbulences aérodynamiques
1096		Brétigny	14h10	Orly	14h35	0h25		Pas d'essais
1097	07/05/73	Orly	9h20	Perpignan	12h03	2h45	VT	Télescope asservi à la cuve
1098		Perpignan	14h52	Brétigny	16h11	1h15		Pas d'essais
1099	08/05/73	Brétigny	9h17	Perpignan	11h57	2h45	VI	Echec : gyros influencés par un champ magnétique statique
1100		Perpignan	14h27	Brétigny	16h20	1h55	VP	Solaire : échec
1105	16/05/73	Brétigny	16h45	Brétigny	17h18	0h35	VQ	Déflecteur de 12cm, turbulences aérodynamiques négligeables
X	28/05/73	Brétigny	13h22	Brétigny	15h05	1h45	VI	Réussite
1124	28/06/73	Brétigny	8h10	Brétigny	10h25	2h15	VP	Vénus, réussi
1126		Brétigny	11h13	Brétigny	16h53	2h40	VS	Vol de qualification scientifique
1127	29/06/73	Brétigny	13h25	Brétigny	14h26	1h	VS	Vol de " "
1130	03/07/73	Brétigny						Pas de décollage
1133	05/07/73	Brétigny	9h55	Brétigny	10h16	2h40	VS	Qualibration sur Vénus
1135	09/07/73	Brétigny	6h32	Marrakech	[illegible]	3h45		Aller Marrakech

190/

Vol N°	Date	Départ		Arrivée		Durée	Type	Essais
		Lieu	Heure	Lieu	Heure			
1136	10/07/73	Marrakech	9h06	Marrakech	01h11	4h	VS	Expérience Sagittaire
1137	11/07/73	Marrakech	21h47	Marrakech	01h31	3h45	VS	Expérience Sagittaire
1138	12/07/73	Marrakech	21h02	Marrakech	00h47	3h50	VS	Expérience Sagittaire
1139	13/07/73	Marrakech	13h21	Brétigny	16h36	3h15		Retour
1317	30/05/74	Brétigny		Brétigny			VQ	Télescope bloqué avec baffle
1318	31/05/74	Brétigny		Preswick			VI	Efficacité du filtrage mécanique
1319		Preswick		Brétigny			VP	Solaire
1320	04/06/74	Brétigny		Brétigny			VS	Vénus
1321	05/06/74	Brétigny		Marrakech				
1322	05/06/74	Marrakech		Brétigny				
1323	06/06/74	Brétigny		Brétigny			VS	Vénus
1324	10/06/74	Brétigny		Marrakech				
		Marrakech		Marrakech			PF	Etude des vibrations
1325	11/06/74	Marrakech		Marrakech			VS	Expérience Sagittaire
1326	12/06/74	Marrakech		Marrakech			VS	Expérience Sagittaire
1327	12/06/74	Marrakech		Marrakech			VS	Expérience Sagittaire
1328	14/06/74	Marrakech		Brétigny				Retour
	28/06/74	Brétigny		Brétigny			PF	Etude des vibrations
1343	01/07/74	Brétigny	7h41	Marrakech				Aller
1344	02/07/74	Marrakech	22h08	Marrakech			VS	Expérience Sagittaire
1345	04/07/74	Marrakech	14h07	Brétigny			VT	Retour et études des vibrations

ANNEXE VI - FORMULAIRE

1. Equation du télescope

1.1. Equation générale

$$\theta = -T(P)(\theta_1+\theta_2) + T_{\theta\Gamma_1}(P)\left[\Gamma_1 - A_2(P)V_2\right]$$

$$\Gamma_m = T_{\Gamma_m\theta_1}(P)(\theta_1+\theta_2) - A_2(P)T_\varepsilon(P)V_2 - T(P)\Gamma_1$$

$$\varepsilon = T_\varepsilon(P)\theta_1 - T(P)\theta_2 + T_{\theta\Gamma_1}(P)\left[\Gamma_1 - A_2(P)V_2\right]$$

$$V_A = -\frac{n}{A_3 k_m}(1+\tau_7 P)\Gamma_m$$

$$V_I = -\frac{n\Gamma_m}{k_m}$$

$$V_{\theta\alpha} = \frac{T}{(1+\tau_g P)}(\varepsilon+\theta_2)$$

$$V_\alpha = \frac{T}{(1+\tau_g P)}\alpha + V_{\beta\alpha}$$

$$\theta_R = \theta_{La}\sin\theta_{T0} - \theta_{T0}\cos\theta_{T0}$$

$$\theta_{Ta} = \theta_{Ra}$$

$$\theta_{La} = \theta_{Ta}\sin\theta_{T0} + \theta_{La}\cos\theta_{T0}$$

$$A_2 = \frac{k_m}{\beta n(1+\tau_7 P)}$$

$$a_{20} = Mg(3\cos\theta_{T0} - y\sin\theta_{T0})$$

$$a_{22} = -Mg(3\sin\theta_{T0} + y\cos\theta_{T0})$$

$$a_{30} = -Mgx\sin\theta_{T0}$$

$$a_{31} = Mgz\cos\theta_{T0}$$

$$a_{32} = -Mgx\cos\theta_{T0}$$

$$a_{33} = -Mgz\sin\theta_{T0}$$

$$A_3(P) = T_{\theta r}(P) = \frac{1}{k(1+2\xi\tau P+\tau^2P^2)}$$

$$T_{\theta\Gamma_1}(P) = A_3(P)\,T_\varepsilon(P)$$

$$T_{\Gamma_m\theta_1}(P) = \frac{T(P)}{A_3(P)}$$

$$\delta_g = \delta_{g^2} = 0$$

$$\alpha = \theta - \theta_c$$

$$\theta_c = \theta_a$$

$$k_T = k + a_{22}$$

$$k_L = k + a_{23}$$

$$k_{1L} = k_1 + a_{32}$$

1.2 En inertiel

$$V\theta = V\theta_d = k_d\, k_{ds}\, \theta_S + V_{Bg} \qquad k_d\, k_{ds} = \frac{T}{G}$$

$$\theta_1 = \frac{k_r}{p} I_{con} + \frac{(1+\tau_g p)}{T} V_1$$

$$\theta_2 = \theta_S + k_\xi (1-\tau_\xi p)\theta_L + \frac{(1+\tau_g p)}{T} V_{Bg}$$

$$\theta'_\delta = \delta = \delta_0 + \delta_{p_0} + \delta_a + \delta/g + \delta/g^2 \qquad \delta_g = \delta_{g^2} =$$

$$k_\xi = \sin \alpha_\xi$$

$$\tau_\xi = \frac{\tau_g}{G k_\xi}$$

$$\delta_{p_0} = \delta_{0_{p_0}} + k_{p_0}(\theta_S - \theta_L)$$

En régulation $\theta_1 = \theta_L = 0$ — en asservissement $\theta_S = V_2 = 0$

1.3 Asservissement à la cuve

$$V_\alpha = \frac{T}{(1+\tau_g p)} \alpha + V_{B_\alpha}$$

$$\theta_1 = -\theta_a + \frac{(1+\tau_g p)}{T} V_1 \qquad (\theta_a = \theta_{Te} \text{ au sol})$$

$$\theta_2 = \frac{(1+\tau_g p)}{T} V_{B_\alpha}$$

$$\theta = T(P)\left[\theta_a - \frac{(1+\tau_g p)}{T}(V_1 + V_{B_\alpha})\right] + T_{\theta\Gamma_1}(P)\left[\Gamma_P + k_1 \theta_L - R_2(P) V_2\right]$$

$$\Gamma_m = T(P)\left[J p^2 \theta_a - (\Gamma_p + k_1 \theta_L)\right] + T_{\Gamma_m \theta_1}(P)\, \frac{(1+\tau_g p)}{T}(V_1 + V_{B_\alpha}) - R_2(P)\, T_\varepsilon(P)\, V_2$$

$$\varepsilon = -T_\varepsilon(P)\, \frac{\tau^2 p^2}{(1+2\xi\tau p+\tau^2 p^2)}\, \theta_a + \frac{(1+\tau_g p)}{T}\left[T_\varepsilon(P) V_1 - T(P) V_{B_\alpha}\right] + T_{\theta\Gamma_1}(P)\left[\Gamma_P + k_1 \theta_L - R_2(P) V_2\right]$$

1.4. En vol

$$k_{\theta\Gamma} = k + k_{\Delta p}$$

$$k = k_s + k_{fls} + k_e$$

$$\alpha = \theta - \theta_e$$

$$\theta_c = \theta_a$$

$$\Gamma_1 = \Gamma_p + k(1+2\xi\tau p)\theta_a + k_1 \alpha_L$$

$$\Gamma_p = \Gamma_f + \Gamma_g + \Gamma_e + \Gamma_t + \Gamma_a + \Gamma_o + \Gamma_{\Delta p}$$

$$\left.\begin{array}{l} \Gamma_g = H\Omega_3 \\ \Gamma_o = k_o(\theta_o + \theta_a) \\ \theta_a \ll\ll \theta_a \end{array}\right\} \Gamma_a = -k_o\theta_o$$

$$\Gamma_o = -\Gamma_a$$

$$\Gamma_{\Delta p} = \Gamma_{o_{\Delta p}} + k_{\Delta p}\alpha$$

$$\Gamma_{b_L} = \begin{cases} a_{20} + a_{22}\, d\theta_T + b_{22}\,\gamma_{y_a} + b_{23}\,\gamma_{z_a} \\ a_{20} + a_{22}\, d\theta_T + Mg(y\gamma_z - z\gamma_y) \end{cases}$$

$$\Gamma_{b_L} = \begin{cases} a_{30} + a_{31}\, d\theta_R + a_{32}\, d\theta_T + a_{33}\, d\theta_L + b_{31}\gamma_{x_a} + b_{32}\gamma_{y_a} + b_{33}\gamma_{z_a} \\ a_{30} + a_{31}\, d\theta_R + a_{32}\, d\theta_T + a_{33}\, d\theta_L + Mg(x\gamma_z - z\gamma_x) \end{cases}$$

On peut poser:

$k_T = k + a_{22}$ mais alors: $\Gamma_{b_T} = a_{20} + Mg(y\gamma_z - z\gamma_y)$

$k_L = k + a_{33}$ $\Gamma_{b_L} = a_{30} + a_{31}\theta_R + a_{32}\dot{\theta}_T + Mg(x\gamma_z - z\gamma_x)$

$$b_{11} = Mgy$$

$$b_{21} = 0$$

$$b_{31} = -Mgz$$

$$b_{12} = -Mgx \sin\alpha_{T_o}$$

$$b_{22} = -Mg(y\cos\alpha_{T_o} + z\sin\alpha_{T_o})$$

$$b_{32} = -Mgx\cos\alpha_{T_o}$$

$$b_{13} = Mgx\cos\alpha_{T_o}$$

$$b_{23} = Mg(z\cos\alpha_{T_o} - y\sin\alpha_{T_o})$$

$$b_{33} = -Mgx\sin\alpha_{T_o}$$

1.5 Au sol

$$\theta_c = \theta_a = \theta_{Te}$$

$$\Gamma_a = \Gamma_b = k_0 = \Gamma_{\Delta p} = \Gamma_{o\Delta p} = k_{\Delta p} = \gamma_x = \gamma_y = \gamma_z = \delta_g = \delta_{g^2} = 0$$

$$k_{\theta_T} = k = k_s + k_{fle} + k_e$$

$$\alpha = \theta - \theta_c \quad \text{avec } \theta_c = \theta_{Te}$$

$$\Gamma_1 = \Gamma_0 + k(1+2\xi TP)\theta_{Te} + k_1 \alpha_\perp$$

$$\Gamma_p = \Gamma_f + \Gamma_g + \Gamma_e + \Gamma_b$$

$$\Gamma_g = Mes$$

$$\Gamma_{b_T} = a_{20} + a_{22}\theta_T$$

$$\Gamma_{b_L} = a_{30} + a_{32}\theta_T + a_{33}\theta_L$$

1.6. Coordonnée du centre de gravité

$$x = \frac{\Gamma_y}{Mg \sin\theta}$$

$$y = \frac{\frac{\Gamma_{x1}}{\cos\theta_1} - \frac{\Gamma_{x2}}{\cos\theta_2}}{Mg(tg\theta_2 - tg\theta_2)}$$

$$z = \frac{\frac{\Gamma_{x1}}{\sin\theta_1} - \frac{\Gamma_{x_1}}{\sin\theta_2}}{Mg(\cot g\theta_1 - \cot g\theta_2)}$$

$\ell_{max} = 0{,}1$ mm

$k_{max} = 20{,}3$ Nm/rd

$cf = 38$ gr cm

$\ell = \sqrt{x^2 + y^2 + z^2}$

1.7 Equilibrage

$$\Delta z_3 = \frac{\frac{m_2}{m_3}\Delta y_2}{\cot g\theta_1 - \cot g\theta_2}, \qquad \Delta y_2 = \frac{\frac{m_3}{m_2}\Delta z_3}{tg\theta_1 - tg\theta_2}$$

2 Gyroscope

2.1 Equation

$$\Delta\theta_s = \frac{1}{(k+fp+Jp^2)}\left[C_s + k_r I_{com} + Hp\theta_E - Jp^2\theta_c\right]$$

$$\Delta\theta_s = \frac{\frac{1}{Jp^2}}{\left[1+\frac{(k+fp)}{Jp^2}\right]}\left[\qquad\qquad\qquad\qquad\qquad\qquad\right]$$

$$\Delta\theta_s = \frac{\frac{G}{p(1+\tau p)}}{\left[1+\frac{G}{p(1+\tau p)}\frac{k}{H}\right]}\left[S + \frac{k_r}{H} I_{com} + \Omega_E - \frac{Jp}{H}\Omega_c\right]$$

Avec. $G = \frac{H}{f}$, $\tau = \frac{J}{f}$

$$C_s = C_f + C_\ell + C_0 + C_\beta + C_{an}$$

$$S = \theta_s' = \frac{C_\ell}{H}$$

$$S = S_0 + S_{0\beta} + S_a + S_g + S_{g^2}$$

$$k + fp + Jp^2 = \begin{cases} k(1+2\xi\tau_0 p + \tau_0^2 p^2) \\ k\tau_0^2(p-\omega_1)(p-\omega_2) \\ k(1+\tau_f p)(1+\tau_J p) \end{cases}$$

$$\omega_1 = -\frac{1}{\tau_f},\ \omega_2 = -\frac{1}{\tau},\ \omega_0 = \frac{1}{\tau_0}$$

On a toujours $\xi \ggg 1$

$$\tau = \frac{J}{f} = \frac{\tau_0}{2\xi}$$

$$\tau_g = \frac{f}{k} = \frac{H}{Gk} = 2\xi\tau_0$$

$$\tau_0^2 = \frac{J}{k} = \tau\tau_g = \frac{\tau H}{Gk}$$

$$\xi = \frac{f}{2\sqrt{Jk}} = \frac{1}{2}\sqrt{\frac{H}{G\tau k}}$$

Cas particulier $k = 0$

$$V\theta_d = k_d \Delta\theta_S + V_B$$

$$\Delta\theta_S = \frac{G}{(1+\tau P)}\left[\theta_E + \theta_S + \frac{k_\Gamma}{HP} I_{com} - \frac{J}{H}\Omega_c\right]$$

$$\Delta\theta_S = \frac{G}{(1+\tau P)}\theta_E + \frac{1/f}{(1+\tau P)}\left[\frac{1}{P}(k_\Gamma I_{com} + C_S) - J\Omega_c\right]$$

2-2 Bouclage en Gyrométrie

1° Cas $V_B = 0$

identique aux équations du gyroscope. dans lesquelles on remplace k par K

$$K = k + k_d\, k_{ds}\, k_{I/V}\, k_\Gamma$$

2° Cas: $V_B \neq 0$

$$V\theta_d = k_d\, k_{ds}\, \Delta\theta_S + V_B$$

$$\Delta\theta_S = \frac{\frac{H}{K}P}{(1+\tau_f P)(1+\tau P)}\left[\theta_E + \theta_S + \frac{k_\Gamma}{HP} I_{com} - \frac{J}{H}\Omega_e - \frac{k_\Gamma k_{I/V}}{HP} V_B\right]$$

$K = k_\Gamma k_{I/V} k_d k_{ds}$ car $k \ll\ll K$

pour: $\omega \ll\ll \omega_f$

alors: $V_B \approx 0$

$$V\theta_d = \frac{H}{k_\Gamma k_{I/V}}\left[\Omega_E + \delta + \frac{k_\Gamma}{H} I_{com} - \frac{J}{H}\gamma_c\right]$$

pour $\omega \gg\gg \omega_f$

alors $\theta_E = \theta_S = I_{com} = \Omega_e = 0$

$$V\theta_d = \frac{\tau_f P}{(1+\tau_f P)} V_B$$

$$V_{\theta d} \approx V_B \qquad (\xi \gg\gg 1)$$

CONCLUSION

Après avoir acquis l'expérience d'une trentaine de vols (dont huit de mesures astronomiques) faire le point reste cependant une tâche délicate.

Le présent travail ne peut prétendre être un manuel, pour de multiples raisons ; la principale étant que les techniques, vraies, une année, sont dépassées quelques mois plus tard.

Si l'on devait, aujourd'hui, étudier à nouveau un système de pointage, une grande partie serait complètement remaniée et améliorée. Tentons, cependant, quelques réflexions.

Si le fait d'avoir limité le diamètre du télescope à 32cm, pour rendre possible sa fixation à une porte de secours, limite la partie scientifique, il offre l'avantage de pouvoir être accepté plus facilement sur un autre avion éventuellement plus performant.

L'utilisation de gyroscopes s'est avérée particulièrement intéressante pour la phase d'acquisition tout en maintenant la possibilité d'effectuer des expériences "éclipse" (le pointeur optique est difficile à réaliser dans ce cas) avec la possibilité de placer des gyros plus performants sans grande modification.

Si dès le départ, nous ne parvenions pas à répondre à la question "qu-est-ce-qui limitera d'une façon ultime la précision de pointage ?" , aujourd'hui, en absence de mesures suffisantes, nous répondrons cependant. Le point le plus critique est constitué par la transmission des vibrations issues de l'avion par l'intermédiaire des fixations mécaniques, néammoins, il faut surveiller de près les perturbations aérodynamiques. Ainsi, par exemple, on pourrait utiliser la solution adoptée par la NASA, sur l'avion C-141 en plaçant le télescope sur un filtre pneumatique actif et en utilisant une rotule à coussin d'air. Mais il s'agit là d'un projet d'une ampleur bien plus considérable et qui n'aurait plus cadré dans notre budget.

Il n'était nullement évident, au départ, de savoir s'il fallait choisir un moteur couple avec ou sans engrenage; actuellement on adopterait la même solution (sans engrenage ni balais) pour minimiser la transmission des vibrations.

Enfin, on ne peut qu'améliorer le pointage en augmentant la rigidité du télescope (permettant d'augmenter notamment la bande passante). Des solutions de compromis existent : utilisation de filtres anti-raisonnants, de gyromètres d'amortissement mais alors on ne s'attaque pas directement à la cause et surtout la solution gyromètre ferait payer très cher le léger bénéfice, voir même inutile !

Si la méthode d'équilibrage semble avoir atteint son but, nous ne sommes pas encore parvenus vraiment à mesurer la raideur du système dû par exemple, aux fils de connection. Seule la raideur apparente nous est accessible et celle-ci est fonction du degré d'équilibrage. Par ailleurs, il semblerait intéressant de mettre au point une méthode d'équilibrage en vol.

Si l'on examine les perturbations agissantes sur le télescope, on notera :

. La pression cabine ne gêne nullement le pointage, par contre les turbulences aérodynamiques interdisent la pose de toute baffle. La poussée aérodynamique horizontale Γ_o est fonction de nombreux paramètres et oblige de régler le caoutchouc de poussée au cours de chaque vol. Les mouvements angulaires de l'avion sont loin d'être négligeables ce qui impose des contraintes de navigation sévères ($\pm$ 0,3°); le galvanomètre, à aiguilles croisées, est ainsi indispensable. Et de plus les vols devront s'effectuer avec des turbulences atmosphériques réduites.

Ajoutons des contraintes pour l'expérience scientifique embarquée :

. Le poids de l'expérience scientifique ne pourra guère dépasser 12 Kg. L'évaporation d'hélium ou tout déplacement de pièces mécaniques agira directement sur le pointage. A ce stade du dépouillementde l'expérience scientifique certains phénomènes infrarouges restent encore inexpliqués, nous pouvons cependant affirmer que les turbulences aérodynamiques sont sans influence dans la bande de 60µ à 200µ (limite de détection : une centaine d'unité de flux par heure d'observation), en dehors de cette bande nous ne pouvons pas encore trancher.

Si l'asservissement du télescope à la cuve s'avère suffisant, une instabilité subsiste en cas de saturation des détections synchrones

associées au capteur angulaire mesurant la position du télescope dans la cuve. Mais il s'agit là d'un défaut dont on devrait pouvoir s'affranchir.

Sans disposer actuellement de document définitif, la précision de pointage est certainement meilleure que 20 sec d'arc RMS.

En comparant maintenant les expériences avions avec les vols ballons, nous pourrions maintenir nos prévisions décrites dans l'introduction. Il faut cependant ajouter que le travail en avion est assez dur pour le personnel, tant pendant l'heure qui précède le départ que pendant le vol proprement dit, ceci dû aux accélérations du décollage, de l'atterrissage, du bruit, et de plus les vols se font le plus souvent de nuit. Par contre du point de vue du matériel, aucun matériel vraiment spatial n'est exigé, le matériel de laboratoire convient parfaitement. Il faut seulement tenir compte des vibrations, des fixations et des interconnections.

Enfin si l'on se tourne vers l'avenir le télescope sera muni d'ici peu d'un suiveur de spot permettant par l'intermédiaire de la caméra de télévision, de corriger la dérive des gyros et de rendre par ce fait même le pointage entièrement automatique. Un calculateur permettra de gagner encore un peu sur la précision de pointage et d'éliminer la rotation de champ.

Terminons en disant que nous avons encore beaucoup à apprendre, tant du point de vue technologique, que de la connaissance de l'instrument aussi bien que dans son exploitation. Souhaitons encore un an ou deux d'exploitation à ce télescope embarqué.

NOTATION (Voir aussi annexe II)

C_{an} couple aniso-élastique agissant suivant l'axe de sortie du gyro

C_b couple de balourd suivant l'axe de sortie du gyro

C_f couple de frottement suivant l'axe de sortie du gyro

C_o couple constant suivant l'axe de sortie du gyro

$C_{\beta o}$ couple constant dû à un champ magnétique statique exercé sur le gyro

$C_{\beta o}$ couple appliqué suivant l'axe de sortie du gyro dû à un champ magnétique

f viscosité du télescope

f_g viscosité entre le carter et le flotteur du gyro suivant l'axe de sortie

G gain mécanique du gyro

G_o gain statique en boucle ouverte

g accélération terrestre

H moment cinétique du gyro

I courant de commande du moteur couple

I_{com} courant de commande du moteur couple du gyro

I_{ex} courant d'excitation du moteur couple du gyro

J inertie du télescope

J_g inertie du flotteur suivant l'axe de sortie du gyro

J_L inertie du télescope suivant son axe lacet

J_s inertie de la toupie du gyro suivant son axe de spin

J_R inertie du télescope suivant son axe roulis

J_T inertie du télescope suivant son axe tangage

K gain du filtre correcteur

k raideur du télescope

k_1 raideur d'un axe sur l'autre

$k_{1L} = k_1 + a_{32}$ voir balourd, raideur apparente

k_{ds} sensibilité de la détection synchrone des gyros

k_d sensibilité du capteur angulaire du gyro

k_E coefficient de force électromotrice du moteur couple du télescope

k_f raideur des fils entre la platine d'expérience et la cuve

$k_L = k + a_{33}$ voir balourd, raideur apparente

k_m sensibilité du moteur couple du télescope

k_l raideur du soufflet

k_t raideur de la pompe à vide (partie scientifique)

$k_T = k + a_{22}$ voir balourd, raideur apparente

k_g raideur du flotteur par rapport au carter du gyro suivant l'axe de sortie

k_α sensibilité du capteur angulaire du télescope-cuve

k_Γ sensibilité du moteur couple du gyro pour un courant d'excitation donnée

k_ξ erreur d'axe du gyro

L inductance du moteur couple du télescope

l balourd du télescope

M masse du télescope

Q coefficient de raisonnance du télescope

Q_u coefficient de raisonnance du télescope à retour unitaire

R résistance du moteur couple du télescope

r résistance de la mesure de courant de la conversion tension courant

$T = G \times k_{ds}$ ou $k_\alpha \, k_{ds}$

$T_{ij}(P)$ fonction de transfert i indique la sortie
j indique l'entrée

T(p) réponse à retour unitaire

$T_\varepsilon(p)$ fonction de transfert de l'erreur en asservissement

V_A tension de sortie de l'ampli de puissance

$V_{A_{max}}$ saturation de l'ampli de puissance

V_{Bg} tension de bruit des gyros

$V_{B\alpha}$ tension de bruit du capteur angulaire

V_1 tension d'entrée en asservissement

V_2 tension d'entrée en régulation

V_α tension du capteur angulaire

V_{α_L} V_{α_T} tension des capteurs angulaires en lacet et tangage

$V_{\Delta\theta s}$ tension de sortie du capteur angulaire du gyro

$V_{\theta'_\alpha}$ tension de sortie de la détection synchrone associé au capteur angulaire du gyro

V_φ tension de sortie du filtre correcteur

x,y,z axes de coordonnée du télescope

x_a, y_a, z_a axes de coordonnées de l'avion

x_g, y_g, z_g axes de coordonnées galiléens

$\alpha = (\alpha_T$ ou $\alpha_L)$ angle du télescope par rapport à la cuve

α_R α_T α_L roulis, tangage, lacet du télescope par rapport à la cuve

α_ε erreur d'axe angulaire

$\alpha_\perp$ signifie que si $\alpha = \alpha_T$ alors $\alpha_\perp = \alpha_L$
$\alpha = \alpha_L$ " $\alpha_\perp = \alpha_T$

β sensibilité de la conversion tension courant

$\gamma_x \gamma_y \gamma_z$ accélération de la table du télescope suivant ces axes x, y, z

$\gamma_{x_a} \gamma_{y_a} \gamma_{z_a}$ accélération de l'avion suivant ces axes x, y, z

Γ couple appliqué sur le télescope (fig. II-22)

Γ_a couple aérodynamique

Γa_o composante continue du couple aérodynamique

Γ_b couple de balourd du télescope

Γ_{b_T} Γ_{b_L} couple de balourd du télescope en tangage et en lacet

Γ'_{b_T} Γ'_{b_L} couple de balourd apparent du télescope en tangage et lacet

Γ_e couple appliqué sur le télescope dû à l'expérience scientifique

Γ_f couple de frottement entre le télescope et la cuve

Γ_g couple gyroscopique appliqué sur le télescope

Γ_m couple du moteur du télescope

Γ_o couple constant opposé à la poussée aérodynamique

Γ_p couple perturbateur appliqué sur le télescope

$\Gamma_{\Delta p}$ couple dû à la pressurisation de l'avion

Γ_1 couple perturbateur total appliqué au télescope

δ dérive du gyro

δ_{an} dérive aniso-élastique du gyro

δ_b dérive du gyro due au balourd

δ_f dérive du gyro due au couple de frottement

δ_o terme constant de la dérive du gyro

$\delta_{o\beta_o}$ terme constant de la dérive du gyro dû à un champ matnétique statique

δ_{β_o} dérive du gyro due à un champ magnétique statique

θ mouvement angulaire du télescope

θ_a mouvement angulaire de l'avion

θ_c mouvement angulaire du carter du gyro suivant l'axe de sortie

θ_R θ_T θ_L roulis, tangage, lacet du télescope

θ_{R_a} θ_{T_a} θ_{L_a} roulis, tangage, lacet de l'avion

θ_{Ra} θ_{Ta} θ_{La} mouvement angulaire de l'avion suivant les axes, roulis, tangage, lacet du télescope

θ_s mouvement angulaire du flotteur suivant l'axe de sortie

θ_1 angle d'entrée en asservissement

θ_2 perturbation angulaire totale

$\theta_\perp$ signifie que si $\theta = \theta_T$ alors $\theta_\perp = \theta_L$

$\theta = \theta_L$ $\theta_\perp = \theta_T$

$\Delta\theta_s = \theta_s - \theta_c$

ξ coefficient d'amortissement du télescope

ξ_1 coefficient d'amortissement du filtre anti-raisonnant

ξ_u coefficient d'amortissement du télescope à retour unitaire

τ constante du temps du télescope

τ' autre constante de temps secondaire du télescope

τ_g constante de temps du gyro

τ_T constante de temps de transition

τ_u constante de temps du télescope à retour unitaire

τ_ξ constante de temps due à la viscosité de télescope

τ_1 τ_2 τ_3 τ_4 constante de temps du filtre correcteur

τ_5 τ_6 constante de temps de la conversion tension courant

τ_7 constante de temps du moteur couple

τ_8 τ_9 constante de temps du filtre anti-raisonnant

$\Omega = \theta'$ vitesse angulaire du télescope

Ω_a vitesse angulaire de l'avion

Ω_s vitesse angulaire de la toupie du gyro, suivant son axe de spin

Ω_T pulsation de transition du télescope c'est-à-dire pour lequel le gain en boucle ouverte est égal à 1

ORGANISMES

(1) C.E.V. de BRETIGNY : service équipement

(2) C.N.R.S. de BELLEVUE : service du prototype

(3) C.N.R.S. de VERRIERES : L.P.S.P(Laboratoire de Physique Stellaire et Planétaire)

(4) L.R.B.A. de VERNON : Service I.S.E. : service composant inertiel et technologique

(5) OBSERVATOIRE DE MEUDON : service I.R.S. (infrarouge spatial)

BIBLIOGRAPHIE

SYSTEME INERTIEL

(1) J. CARPENTIER, J.C. RADIX, J. BOUVET, G. BONNEVALE "Navigation par inertie" - Dunod 1962

(2) P. FAURRE - "Navigation inertielle optimale et filtrage statistique" - Dunod 1771

(3) J. FLANDROIS - "Etude de la stabilisation d'un satellite destiné à la spectroscopie infrarouge par transformation de Fourier" - Thèse - Université de Bordeaux (1972)

(4) J.C. RADIX - "Le gyroscope" - P.U.F. 1969

AUTOMATISME

(5) F. de CARFORT et C. FOULARD - "Asservissement linéaires continus" Dunod 1969

(6) R. DUPERDU - "Automatique" - Cours de l'Ecole Supérieure d'Electricité - 1970

(7) J.Ch. GILLE, P. DECAULNE, M. PELEGRIN - "Théorie et calcul des asservissements linéaires" - Dunod 1967

(8) C. MIRA - "Cours de systèmes asservis non linéaires". Dunod 1969

(9) P. NASLIN - "Les régimes variables dans les systèmes linéaires et non linéaires". Dunod 1962

(10) G. NEY - "Principes fondamentaux des asservissements linéaires" Fasc.I "Cours de l'Ecole Supérieure d'Electricité (1971)

(11) SYDNEY A. DAVIS - "Outline of servo-mechanisms". Unitech (1966)

TRAITEMENT DU SIGNAL

(12) R. BRACEWELL - "The Fourier Transform and its applications" McGraw-Hill 1965

(13) J. DUPRAZ - "Théorie de la communication" Eyrolles 1973

(14) J. MAX - "Traitement du signal" - Tome I - Masson 1972

(15) F. RODDIER - "Distributions et transformation de Fourier" Edisciences 1971

(16) E. ROUBINE - "Introduction à la théorie de la communication " Tome I - Masson 1970

ASTROPHYSIQUE INFRAROUGE

[17] P. Turon-Lacarrieu et J.P. Verdet,
"Quelques données sur l'absorption atmosphérique de 50μ à 1 mm",
Annales d'Astrophysique, Tome 31 n.2, pp 237-243, 1968.

[18] N. Epchtein, "Theoretical Water Vapour Transmission in the I.R.",
Observatoire de Meudon, Publication interne n° 100, 1971.

[19] J.P. Baluteau, E. Bussoletti, "High Resolution Spectra of the Stratosphere between 30 and 200 cm^{-1}", Phy. Sci., vol. 241, n° 10, Feb. 5, 1973.

[20]

[21] H.H. Aumann and J.F. Low, "Far Infrared Observation of the Galactic Center", AP.J. II, 159, L159, 1970.

[22] P. Léna, "L'avion plateforme d'observations scientifiques", Space Science Review n° 11 (1970), pp 131-151.

[23] P. Grenier, A. Langlet, J.P. Baluteau and N. Coron, "Photometer for submillimeter measurements", Appl. Opt. 12, 12, 1973.

AVIATION

24 Donald, A.Buell, "An Experimental Investigation of Airflow over a cav with antiresonance devices", NASA technical note TND - 6205, Ames Research Center (California), March 1971.

39

UNIVERSITE DE PARIS-SUD

CENTRE D'ORSAY

PERMIS D'IMPRIMER

Doctorat INGENIEUR

Thèse de SCIENCES-PHYSIQUES

Nom VANHABOST

Prénoms GUY

Date et lieu de naissance 15 AOUT 1936 COURTRAI (BELGIQUE)

SUJET :

Thèse : Etude et réalisation du système de pointage d'un télescope infra rouge aéroporté.

Vu et approuvé :

Orsay, le 13 MARS 1975

Le Vice-Président du Centre d'Orsay :

J Haissinski

UNIVERSITE PARIS-SUD CENTRE D'ORSAY